

# محرك الصاروخ

ذو الوقود الصلب

من النظرية إلى التطبيق



تأليف : ريتشارد ناكا

ترجمة : محمد العوني

محرك الصاروخ ذو الوقود الصلب  
تصميم و اختبار.

اطروحة قدمت:  
لقسم الهندسة الميكانيكية.  
كلية الهندسة.  
جامعة مانيتوبا.

قصد نيل دبلوم الباكلوريوس  
في علم الهندسة الميكانيكية

تأليف :  
ريتشارد ألان ناكا  
ابريل 1984

## اهداء:

أود أن اعبر عن خالص تقديري لكل من اشرف على إعداد هذه الأطروحة  
و اخص بالذكر الدكتور : B.R. Satyaprakash و اشكره على تخصيص وقته  
و مجهوده الشخصي الذي بذله قصد اعداد هذه الأطروحة.  
كما اشكر كذلك الدكتور : S.Balakrishnan على تدريبه أيادي على برمجة المخرطة  
الدوارة ، و الدكتور D.M. McKinnon الذي تجشم عناء حل مشاكل الوقود الصلب.  
و كذلك تشكراتي الخاصة للسيد Blair W. Nakka على توفيره للوسائل الحاسوبية و  
مساعدته في إعداد و تطوير التراكيب الالكترونية الضرورية.

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ.

كلمة المترجم:

بعد إطلاعي على أعمال المهندس ريتشارد ناكا في مجال الصواريخ التي يطلقها الهواة و إعجابي و استفادتي منها قررت أن أقوم بترجمة رسالته في نيل دبلوم الهندسة الميكانيكية من جامعة مانيتوبا (كندا) بتاريخ إبريل 1984 (بعد إذن شخصي منه ) و هي مجهود بسيط أسعى من خلاله مساعدة الشباب العربي و خصوصا أولئك الذين يلمسون في أنفسهم رغبة وتعطش إلى المعرفة و التجريب و الاختبار و سبر أغوار العلوم و التقنيات و التكنولوجيا لكن اللغة الأجنبية و خصوصا اللغة الانكليزية و هي وعاء العلوم المعاصرة تقف حاجزا أمامهم و تمنعهم من الاستفادة القصوية من هذه التقنيات ،

وهذه الرسالة لا تخرج عن إطار باقي الرسائل الأخرى حيث أنها تتناول هذا الموضوع بجوانبه النظرية الصرفة و بالتالي جاءت فصولها المختلفة و هي مدججة بالمعادلات الرياضية و الكيميائية مما يصعب مسابرة بعض الأحيان على الذين علاقتهم بالرياضيات ليست على ما يرام.

و متناولة أيضا الجوانب التطبيقية من الموضوع بتفاصيله الدقيقة مستعينة بالرسوم الصناعية والتوضيحية و التخطيطية و هي ميزة تجعل منها و ترجمتها لا غنى عنها لمن أراد أن يستمتع بتصميم و تركيب محرك صاروخي ثم اختباره على الأقل و هو في حالة سكون كمرحلة أولى، ثم إطلاق صاروخ حقيقي (نحو الفضاء...) كمرحلة ثانية .

و اتمنى لكم التوفيق من الله و انقل اليكم تحياتي وتشجيعاتي عبر هذه الرسالة و السلام عليكم ورحمة الله.

محمد العوني.

العيون الشرقية / المغرب : 2008/03

## الفصل 1: مدخل

تتوخى هذه الرسالة ثلاثة أهداف أولية:

أولاً: التحليل النظري لكيفية اشتغال المحركات الصغيرة ذات الوقود الصلب،

ثانياً: القيام باختبارات حقيقية بهدف إجراء مقارنة النتائج المحصل عليها مع تلك المتنبأ بها نظرياً .

ثالثاً: إجراء تعديلات على كل من مكونات الوقود الصلب والخصائص الهندسية للمحرك بهدف الرفع من مردود يته.

و من أهدافها الثانوية : معرفة النبض الحقيقي للمحرك (يقصد به تغير قوة الدفع بدلالة الزمن) بحيث انه يحدد مجموعة من العوامل مثل التسارع ،السرعة، ثم الارتفاع القصوى الذي يستطيع الصاروخ بلوغه أثناء الطيران الحقيقي و أخيراً نتائج المتوصل إليها من خلال هذا الرسالة لها قيمتها عند كل من له اهتمام بمجال صواريخ الهواة.

### 1.1 محرك الصاروخ

المحرك الصاروخي موضوع هذه الرسالة واحد من بين المحركات العديدة التي تمت دراستها تجريبياً خلال 12 سنة الماضية من طرف هواة الصواريخ، وكان يستعمل أساساً لإطلاق صاروخ ذو كتلة 2 كغ وذو قطر 9 سم إلى ارتفاع قصوى قدره 500 متر بنسبة مردودية عالية تقدر ب 95 في المائة من مجموع 50 إطلاقاً ناجحاً.

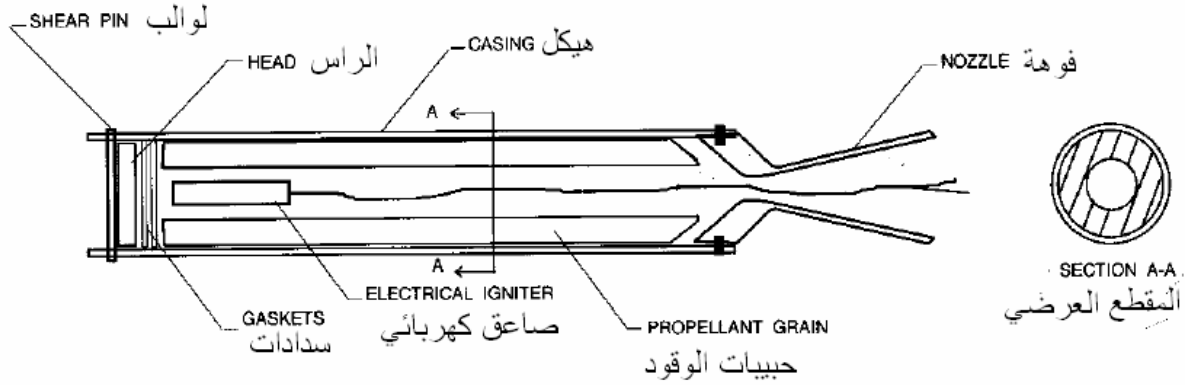
### 2.1 الوقود الصلب

الوقود الصلب المستعمل هنا في محرك الصاروخ محصور في استخداماته على الهواة فقط لان مميزاته المتواضعة لا تأهله لكي يستعمل في الصواريخ العسكرية. إضافة إلى انه لم تكن هناك معطيات متوفرة حول جودته و مردود يته و هو ما حتم إجراء دراسات نظرية مدعومة بتجارب تطبيقية حول نواتج احتراقه وقياسات حرارة الاحتراق و قياسات معدل الاحتراق و أخيراً التأثيرات الناتجة عن تغير نسبة المؤكسد إلى المختزل المكونة لهذا الوقود.

### 3.1 التجارب

إن اختبار محرك ما يستوجب حتما إعداد منضدة اختبار سكوني (Static Test Stand) تمكن من قياس متواصل للقوة الدافعة التي ينتجها المحرك طيلة فترة الاختبار ، بحيث يتم تحويل مقدار القوة الدافعة إلى إشارة كهربائية تشابهية ثم تضخيمها و رقمنتها بواسطة تراكيب الكترونية مناسبة ثم تخزينها و معالجتها بالحاسوب .  
إن معرفة خصائص الوقود تستوجب اختبار مردود يته عن طريق تغير نسب المؤكسد إلى المختزل .و معرفة خصائص المحرك تقتضي إحداث تغيرات على مستوى الحنجور في محاولة للرفع من فعاليته (الحنجور) .

## الفصل الثاني : النظرية.



شكل 1.2: محرك ذو وقود صلب نموذجي  
Figure 2.1. A typical solid propellant motor

### 1.2 صاروخ الوقود الصلب

يتميز محرك ذو وقود صلب نموذجي ببساطة التركيب بحيث انه لا يضم أي جزء متحرك

فمكوناته الأساسية عبارة عن غرفة احتراق المحتوية لقوالب الوقود الصلب بخصائصه الهندسية المحددة لمساحة الاحتراق. ثم إن احتراق القوالب داخل الغرفة ينتج غازات ذات حرارة جد مرتفعة و التي تقذف عبر الفوهة بحيث إن تصميمها يساهم في تسريع الغازات إلى أقصى سرعة خروج ممكنة. أما الحنجرة أو الحنجور هي القاعدة الصغرى لمخروط الفوهة (وتكون داخل المحرك أما القاعدة الكبرى فتكون خارجه). و تبدأ عملية الاحتراق عن طريق تمرير تيار كهربائي عبر صاعق يكون محشو بشحنة صغيرة متفجرة كالبارود الأسود مثلاً.

إن التحاليل النظرية لمحرك الصاروخ تستوجب بعض التبسيطات بحيث نفترض بان الأمر يتعلق بصاروخ مثالي. و أهمية هذا التصور فرضتها حقيقة قياسات المر دودية التي تختلف من 1 إلى 10 في المائة من القيم المثالية .

صاروخ مثالي يفترض فيه الخصائص التالية:

- (1) - يحترق الوقود احتراقاً كاملاً وفق معادلة التفاعل الكيميائي .
- (2) - المواد المتفاعلة تخضع لقانون الغازات الكاملة.
- (3) - الاحتكاكات منعدمة
- (4) - الاحتراق و تدفق الغاز داخل المحرك و الحنجور
- (5) - جميع الشروط في حالة استقرار.

- (6) – تمدد الغازات يجري وفق نمط منتظم بدون أي صدمات أو معرقلات  
 (7) – التدفق عبر الفوهة أحادي البعد .  
 (8) – سرعة الغازات و ضغطها و كثافتها كلها منتظمة عبر كل مقطع من مقاطع محور الحنجور و الفوهة  
 (9) – التفاعل داخل غرفة الاحتراق يتم وفق معادلة كيميائية متوازنة .  
 سيتم الإشارة إلى كل افتراضات إضافية عند الضرورة.

## 2.2 الوقود

### 1.2.2 المكونات

في وقود محرك الصاروخ الهواة يجب الأخذ بعين الاعتبار فعالية المكونات و ثمنها و درجة الأمان و مدى قابليتها للتهية اليدوية و مردوديتها .  
 و الوقود قيد هذه الدراسة يخضع لكل هذه الشروط .  
 يتكون وقود المحرك من سكر المائدة (مسحوق) كوقود قابل للاحتراق و مادة مؤكسدة نترات البوتاسيوم و يتم تحديد نسبة السكر إلى النترات حسب الخصائص الوقود المرغوب فيها و يعتبر هذا الخليط الأكثر جودة من ناحية المردودية التفاعلية، بل أن تغير نسبة المؤكسد إلى المختزل تؤثر في سرعة خروج النواتج، CV، و معدل الاحتراق ، r ، و كمية المواد الصلبة المطرودة أو الخارجة من الفوهة .  
 كل هذه العناصر ستتم معالجتها لاحقا بتفصيل .

### 2.2.2 الاحتراق

معادلة الاحتراق المفترضة مبنية على تفاعل نترات البوتاسيوم (KNO<sub>3</sub>) والأوكسجين (O<sub>2</sub>)،

و تحلل السكر أو السكر تحت مفعول الحرارة (C<sub>12</sub>H<sub>22</sub>O<sub>11</sub>) وفق المعادلة الكيميائية التالية:



K<sub>2</sub>CO<sub>3</sub>: كربونات البوتاسيوم.

المعاملات من a إلى i تتعلق بنسبة المؤكسد إلى المختزل و المعاملات c و h و i غالبا ما تكون منعدمة .

من خلال هذه المعادلة يتضح إن النواتج الثانوية مثل : NO, K<sub>2</sub>O غالبا ما تكون مهملة .

إن معرفة معادلة الاحتراق تمكن من حساب كمية الحرارة و أقصى حرارة ممكنة إن يصل إليها الاحتراق و مقدار كمية الحرارة يتم تحديده انطلاقا من معادلة التوازن

الحراري التالي:  
 (ش 2.2)

$$\sum_{R} n_i \left[ \bar{h}_f^\circ + \Delta \bar{h} \right]_i = \sum_{P} n_e \left[ \bar{h}_f^\circ + \Delta \bar{h} \right]_e$$



بحيث إن R و P تتعلق بالمواد المتفاعلة و الناتجة على التوالي و  $n_i$  ،  $n_e$  تمثل الإعداد المولية للعناصر المتفاعلة و الناتجة كل على حدة.

$$\Delta \bar{h}_f^\circ = \text{يعتبر المعامل الحراري لكل مول}$$

$\Delta \bar{h}^-$  المعامل الموحد للحرارة الخاصة لكل مول وفق المعادلة التكاملية التالية:

$$\Delta \bar{h} = \int_{T_1}^{T_k} \bar{c}_p dT + \Delta \bar{h}_{tr}$$

بحيث أن :

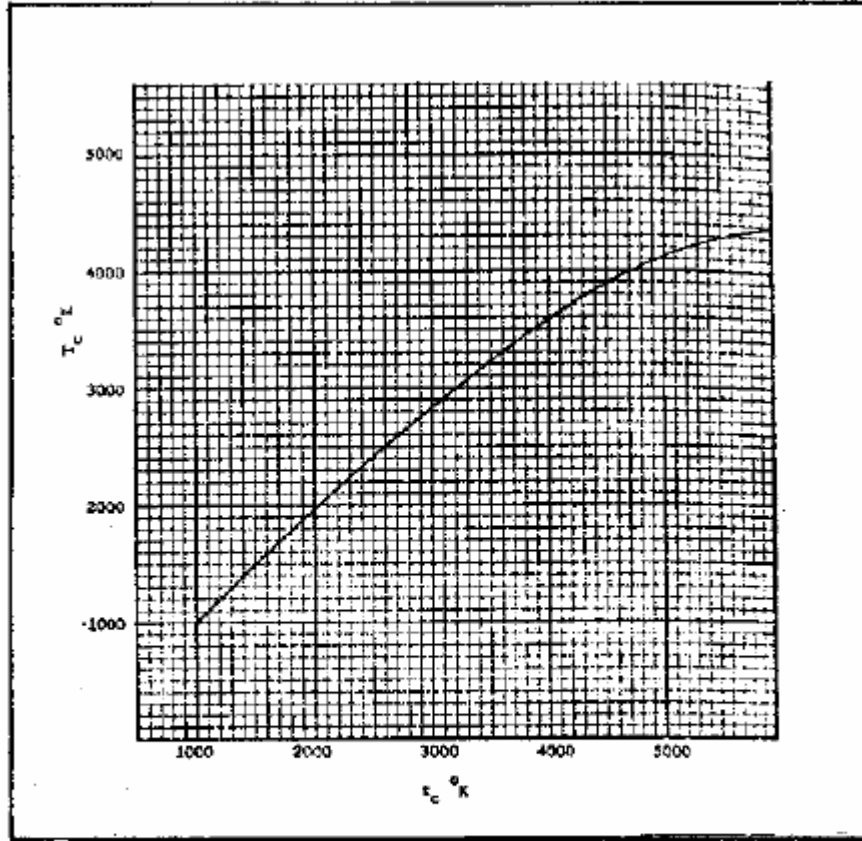
$\Delta \bar{h}_{tr}$  = الكمون الحراري لكل مول. (Enthalpy of transition /mole)

$T_1$  = الحرارة المرجعية وهي 300 ك .

$T_k$  = ثابتة الحرارة الداخلية ( Adiabatic Flame Temperature AFT )

$\bar{c}_p$  = الحرارة الخاصة عند ثابتة الضغط لكل مول (Specific Heat at Constant Pressure/Mole)

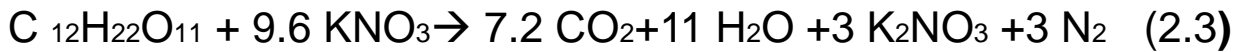
الملحق (A) يحتوي على نموذج حسابي في معادلة التفاعل الكيميائي ل65 من نترات البوتاسيوم مع 35 من السكر .



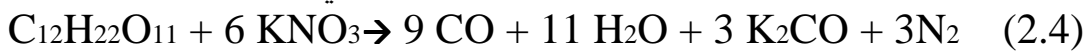
شكل 2.2: العلاقة بين الحرارة المحسوبة نظريا  
والحرارة المقاسة تجريبيا

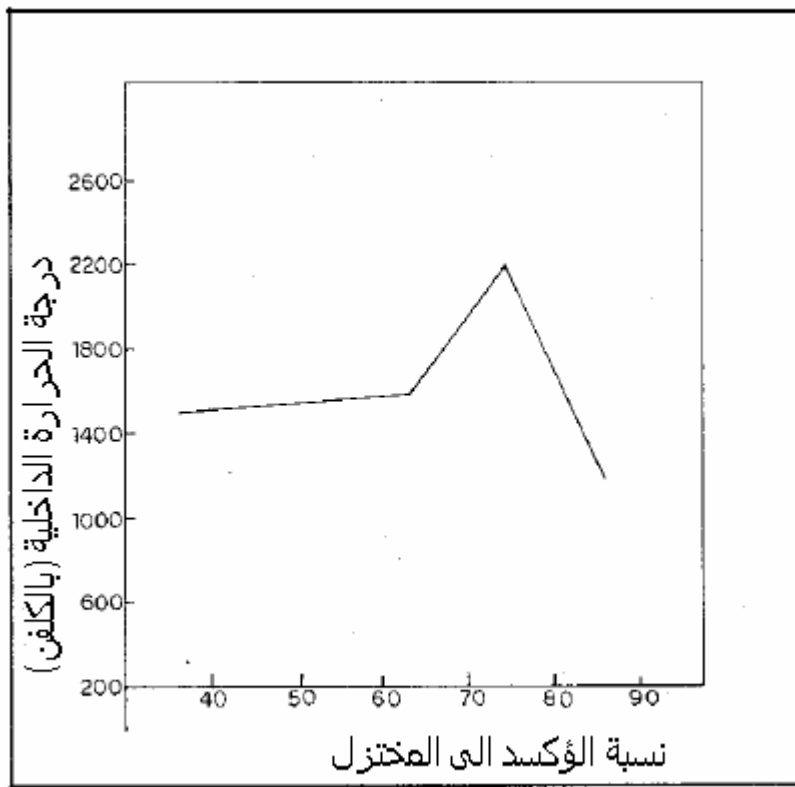
الشكل (ش 2.2) يضع مقارنة بين الحساب النظري و التجريبي لقياس حرارة التفاعل ثابتة الحرارة الداخلية الناتجة بتغير نسبة المؤكسد للمختزل كما يبين الشكل 3.2

من خلال التمثيل المبياني يتضح أن إحدائي نقطة الحرارة القصوية توافق على محور النسب المئوية النسبة التي يكون فيها نسبة المؤكسد إلى المختزل 26.7/73.3 و تكون معادلة الاحتراق هنا :



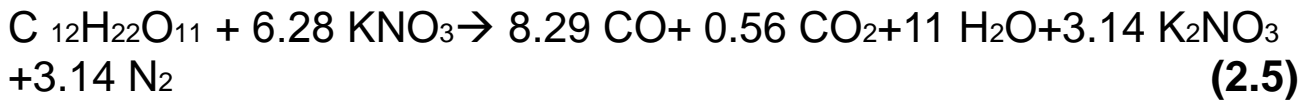
أما النقطة التي يتحول فيها الكربون إلى أول اوكسيد الكربون فهي توافق النقطة التي يكون المؤكسد إلى المختزل يمثل 63.9 على 36.1 و تكون معادلة الاحتراق في هذه الحالة:





ش.3.2: تغير درجة الحرارة الداخلية بدلالة نسبة المؤكسد الى المختزل

و النسبة المعتد بها للمحرك هي 35/65 يعني 65 نترات بوتاسيوم و 35 سكر و تكون معادلة الاحتراق هنا كالتالي:



إن تحليل مميزات محرك الصاروخ يبين النسبة المشار إليها أعلى تعتبر من أحسن النسب و هي الأكثر اعتماداً من قبل هواة الصواريخ. هناك عامل آخر يتم أخذه بعين الاعتبار حصرياً في تحليل المميزات المثالية و يتعلق الأمر بمعدل الوزن المولي للغازات الناتجة (نسميه المعامل  $M'$ ). و يتم حسابه من معادلة الاحتراق و من الوزن المولي لكل ناتج على حدة و هو كالتالي:

$$M' = \frac{n_i}{n_t} M'_i + \frac{n_j}{n_t} M'_j + \frac{n_k}{n_t} M'_k + \dots \quad (6.2)$$

بحيث أن  $i, j, k$  مجموعة ثوابت فردية و  $n$  العدد المولي و  $t$  هي مجموع الأعداد المولية أما نسبة درجات الحرارة الخاصة  $k$  فإنها كمية مهمة أخرى تأخذ بعين الاعتبار في تحليل تدفق السوائل القابلة للانضغاط و هي التدفقات المارة عبر الفوهة ويتم تحديد القيمة  $k$  وفق المعادلة:

$$k = \frac{C_p}{C_v} \quad (7.2)$$

بالنسبة لغاز مثالي  $k$  تمثل دالة حرارية فقط. وقيمتها تحدد انطلاقاً من درجات الحرارة الخاصة  $C_p$  للغازات الناتجة كل على حدة كما يلي:

$$k = \frac{C_p}{C_p - R'} \quad (8.2)$$

بحيث ان R' تمثل ثابتة الغازات و:

$$C_p = \frac{n_1}{n_T} C_{p_1} + \frac{n_2}{n_T} C_{p_2} + \frac{n_k}{n_T} C_{p_k} + \dots \quad (9.2)$$

مهما تكن درجة الصعوبة من خلال ما رأيناه فان الصعوبة الحقيقية تتجلى عند دراسة التدفقات عند الحنجور فوق صوتي حيث أن درجات حرارة الغازات هناك تنخفض بشكل ملموس (كما سيتم دراسة ذلك لاحقا) و منه فان  $C_p$  يمكن أن يلعب دور دالة حرارية ، وانه من الممكن تحليل تدفق ما عن طريق استعمال معاملات الانتروبيا الداخلية [8] كما أن نتيجة مضبوطة بشكل كاف يمكن الحصول عليها عن طريق حساب معدل قيمة  $k$  لتدفق غازي عبر الحنجور (انظر الملحق ب) كما التجارب أثبتت أن تغير قيمة المعامل  $k$  لا يكون له كبير اثر عند حنجور مخروطي بتحدب قدره 15 درجة و ذو مساحة صغيرة [9] و هذا النوع من الحناجر يستعمل عادة في تجريب المحركات قيد التركيب.

بقي معامل حراري لا بد من الإشارة إليه ويتعلق الأمر بمعامل معدل الاحتراق :  $r$  و يتم تحديده عادة بشكل تجريبي ، و هو كذلك عبارة عن دالة خاصة بمكونات الوقود الصلب وبضعة شروط تتعلق بغرفة الاحتراق . وهذه الشروط تضم درجة حرارة الوقود البدئية و ضغط حجرة الاحتراق و سرعة خروج الغازات الناتجة على سطح الوقود الصلب (التآكل الاحتراقي) ، انه لمن الضرورة بما كان المزج بين ما هو نظري في المعادلة مع التجارب و الاختبارات بهدف تحديد معدل احتراق لوقود ما . و المعادلة التالية تعطي بشكل تقريبي العلاقة بين معدل الاحتراق و الضغط.

$$r = a P_0^n \quad (10.2)$$

بحيث أن  $a$  و  $n$  ثوابت يتم تحديدها تجريبيا ، و  $P_0$  يمثل ضغط حجرة الاحتراق . و الأس  $n$  او القوة  $n$  مقترنة بانحدار منحنى التمثيل البياني للضغط بدلالة معدل الاحتراق و هو غالبا ما يكون مرتبط بالحرارة البدئية للوقود الصلب . أما المعامل  $a$  فانه عبارة عن دالة الحرارة البدئية للوقود وليس الضغط . و من خلال المعادلة (10.2) يمكن ملاحظة أن معدل الاحتراق جد حساس لرتبة القوة  $n$  بحيث كلما ارتفعت قيمتها إلا و أعطت تغير سريع في معدل الاحتراق و الضغط و هو ما ينتج عنه تغير في كمية الغازات الحارة الناتجة .

وهما يتأثران أيضا بمعامل آخر يعتبر جد حاسم من حيث التأثير في الضغط الداخلي لغرفة الاحتراق خلال بضعة أجزاء من الثانية.

فعند انخفاض قيمة  $n$  لتقارب الصفر يزداد معدل الاحتراق اضطرابا وقد يتوقف الاحتراق حتى . لذلك فان معظم أنواع الوقود لديها معامل ضغط ذو قوة أسية تتراوح ما بين 0.3 و 0.6 [10] ويتم تصحيح هذا العامل عن طريق إجراء قياسات تجريبية تتم وفق المعادلة التالية :

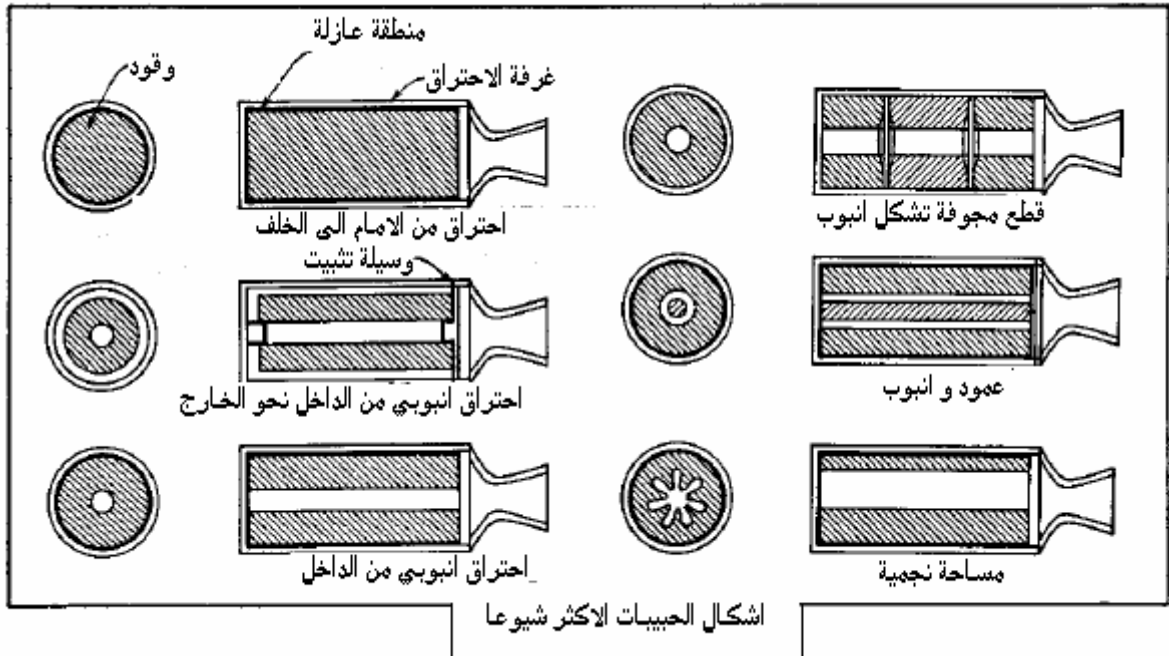
$$r = r_0 (1 + Ku) \quad (11.2)$$

بحيث أن  $k$  ثابتة تجريبية و  $u$  تمثل سرعة الغازات .

### 3.2.2 حبيبات الوقود

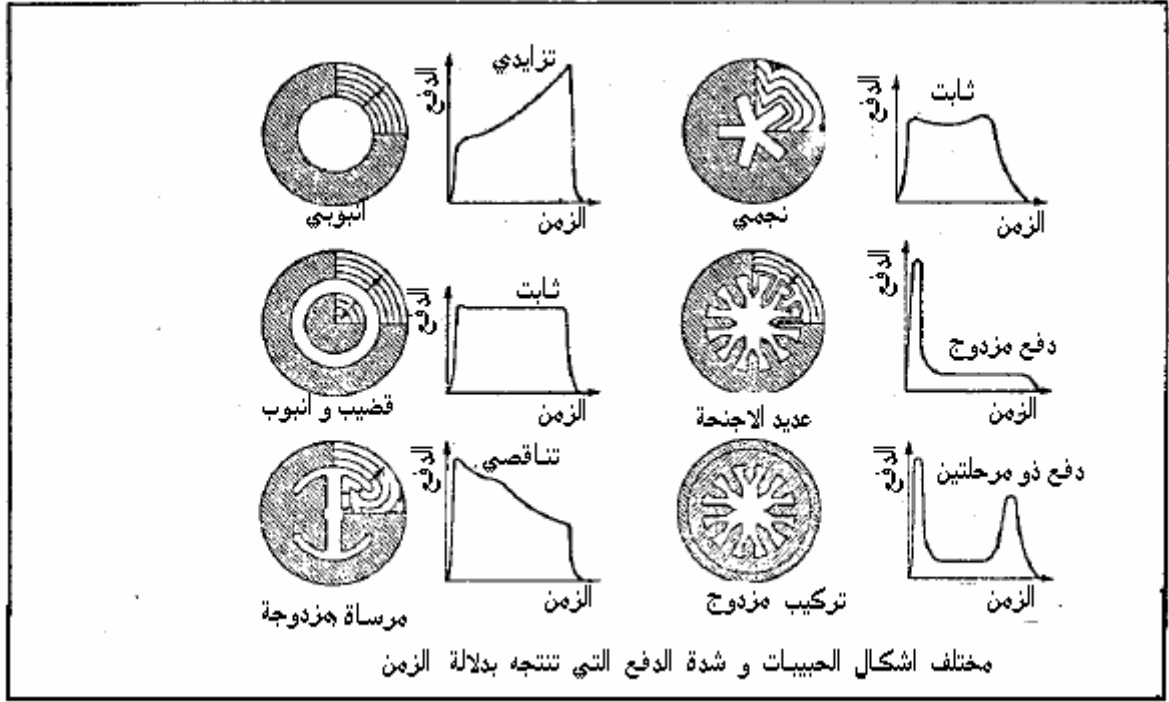
يتم تهيئ الوقود الصلب عن طريق خلط 65 غ من مسحوق المؤكسد و 34 غ من مسحوق المختزل خلطاً جيداً ثم تسخين الخليط في وعاء مناسب الى درجة الانصهار ثم صبه في قالب خاص و يترك ليبرد حوالي ساعة من الزمن ثم استخراجها من قالبه وتخزينه ضد الرطوبة .

الشكل (4.2) يوضح الأشكال الأكثر شيوعاً التي يتخذها الوقود الصلب . والمقياس الأساسي لاختيار شكل من الأشكال هو شدة الدفع بدلالة الزمن لان شدة الدفع لها علاقة بمساحة الاحتراق في كل لحظة .



### ش 4.2

و الأشكال الأكثر استخداماً هي التي تعطي قوة دفع تزايدية او تناقصية أو ثابتة كما هو موضح في الشكل (5.2) .



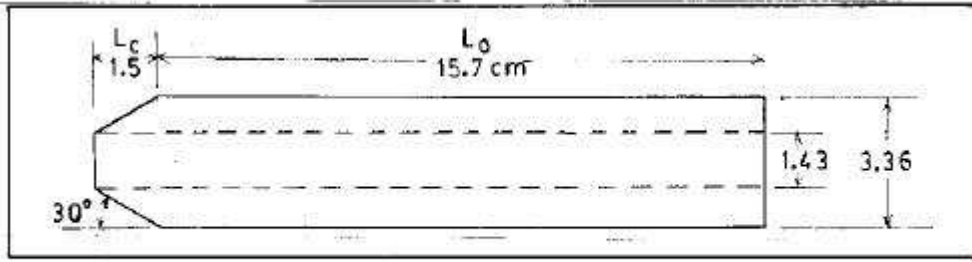
شكل 5.2: مختلف أشكال القوالب و شدة الدفع التي تنتجها بدلالة الزمن

الشكل ذو الأفضلية للمحرك هو الشكل ذو أنبوب الاحتراق الداخلي نحو الخارج و خصائصه النظرية في ما يتعلق بشدة الدفع بدلالة الزمن انه احتراق تزايدي و يتعلق أيضا بنسبة الطول إلى العرض و مساحة الاحتراق البدئية يتم تحديدها وفق المعادلة :

$$A_b = \pi \left[ L ( D_o + D_i ) + 0.5 ( D_o - D_i )^2 \right] \quad (12.2)$$

بحيث أن  $L$  يعبر عن طول حبيبات الوقود، و  $D_o$  و  $D_i$  يمثلان القطر الخارجي و الداخلي لقطعة الوقود على التوالي ، و يمكن استعمال شكل اخر من أشكال الوقود داخل المحرك (شكل 6.2) و مساحة الاحتراق تكون وفق المعادلة التالية :

$$A_b = \pi \{ L_o ( D_o + D_i ) + L_c/4 [ 3 D_o - 1/2 ( D_i - D_o ) ] + 1/4 [ 1/4 ( D_o + D_i )^2 + D_o^2 - 2D_i^2 ] \} \quad (13.2)$$



ش 6.2 شكل المعدل من الوقود الصلب

شكل (6.2) الشكل المعدل الذي يستعمل عادة في محركات الصاروخ.

و المعادلتان يمكن تغييرهما عن طريق استعمال المعادلة (11.2) للحصول على مساحة الاحتراق اللحظي  $A_b(t)$  :

$$A_b(t) = \pi \left[ (L_o - atP_o^n) (D_o + D_i) + 0.5 (D_o - D_i)^2 \right] \quad (2.14) \quad (15.2)$$

و المعادلة تصير :

$$A_b(t) = \pi \left\{ (L_o - atP_o^n) (D_o + D_i) + \frac{L_c}{4} \left[ 3D_o - \frac{1}{2}(D_i + D_o) \right] + \frac{1}{4} \left[ \frac{1}{4}(D_o + D_i)^2 + D_o^2 - 2D_i^2 \right] \right\} \quad (2.15)$$

بحيث ان  $t$  يمثل وحدة الزمن منذ بداية الاحتراق .

انه لمن المهم القول أن هذه المعادلات تعبر عن الاحتراق المثالي الذي يفترض فيه أن بداية الاحتراق تبدأ بشكل متزامن على مستوى كل مساحة الوقود الصلب.

وتعبر كذلك عن ضغط غرفة الاحتراق و شدة الدفع التي يولدها المحرك كما سنرى لاحقا . إن كثافة الوقود  $\rho_p$  و كثافة الحبيبات  $\rho_g$  يعتبران ميزتان إضافيتان ستثبتان أهميتهما . وفي حقيقة الأمر فهما متطابقتان من الناحية النظرية و لكن تجريبيا كثافة الحبيبات اقل بقليل من كثافة الوقود . و كثافة الوقود المثالي مرتبطة بنسبة المؤكسد /المختزل ، و بما أن كثافة المادتين مختلفتين بحيث

$$\rho_{KNO_3} = 2.11 \text{ g / cm}^3 \text{ : كثافة نترات البوتاس}$$

$$\rho_{Sucrose} = 1.58 \text{ g / cm}^3 \text{ : وكثافة السكر}$$

فانه يمكن قياس الكثافة الكلية للخليط عن طريق المعادلة التالية:

$$1/\rho_p = f_o/\rho_o + f_f/\rho_f = 1.888 \text{ g / cm}_3 \quad (16.2)$$

بحيث أن  $f_o$  و  $f_f$  تمثلان نسبة المؤكسد ونسبة المختزل من الخليط الكلي على التوالي وإذا أخذنا نسبة 35/65 كنسبة المؤكسد /المختزل في وقود حقيقي فان نفس النسبة تعطي كثافة مرتفعة بنسبة 5 في المائة في وقود مثالي .



### الفصل 3: نظرية الحنجور (Nozzle Theory)

إن تحليل تدفقات الفوهة تستدعي دراسة التدفقات الغازية المنضغطة الأحادية البعد و هناك اختلاف بين تدفق حقيقي و آخر مثالي لان التدفق الحقيقي قد يحتوي عناصر سائلة و صلبة و سنرى ذلك بتفصيل في الفصول اللاحقة .  
تهتم دراسة تدفقات الغازية عبر فوهة محرك الصاروخ تحديد أربعة معادلات جد أساسية في معرفة خصائص الفوهة و هي :

\*الاستمرارية.

\*شدة العزم.

\*الطاقة.

\*معادلة الحالة (الوضع).

وهذه المعادلات تستعمل أولاً في تركيب الفوهة بغرض الحصول أقصى سرعة طرد غازي أو خروج غازي ولا يتأتى هذا الغرض إلا بعد تقليص العراويل الناتجة عن خشونة سطح الفوهة واضطراب الخروج الغازي و تسرب الغاز من أماكن غير مسموح بها او تسرب حراري غير متحكم فيه.

#### 1.3 التدفق الحنجوري

إن وصف حالة التدفق في أي نقطة منه تستدعي استخدام وضعية الاستقرار كمرجعية للوضعيات الأخرى .

معادلة الطاقة بالنسبة لتدفق ما بين نقطتين x و y بحيث أن تناقص الطاقة الداخلية يؤدي إلى تناقص الطاقة الحركية و هو معطى على الشكل التالي :

$$h_x - h_y = \frac{1}{2} (v_y^2 - v_x^2) = C_p (T_x - T_y) \quad (3.1)$$

بحيث  $T, v, h$  تمثل على التوالي كل من الحرارة الكامنة (الانثالبية)، السرعة، درجة الحرارة. و درجة الحرارة  $T_0$  يتم تحديدها من معادلة الطاقة التالية:

$$T_0 = T + v^2 / 2C_p \quad (3.2)$$

بالنسبة لتحول مكافئ لتدفق ما فان ظروف حالة الركود تكون وفق المعادلة التالية:

$$\frac{T_0}{T} = \left( \frac{p_0}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \left( \frac{\rho_0}{\rho} \right)^{k-1} \quad (3.3)$$

وتكون سرعة في مجال الصوت لغاز كامل كما في المعادلة :

$$a = \sqrt{(k r t)} \quad (4.3)$$

بحيث ان  $r$  ثابتة الغازات .و عدد ماخ يحدد عن طريق قسمة قدر سرعة التدفق على سرعة الصوت  
الموضعية

$$M = v / a \quad (5.3)$$

ومن المعادلات (3.2) و(4.3) و (5.3) يمكن تحديد العلاقة بين درجة الحرارة و عدد ماخ كما يلي :

$$T_o / T = (1 + (k-1) / 2) M^2 \quad (6.3)$$

من خلال القانون الاول و الثاني للديناميكا الحرارية يمكن تميز غاز كامل بحرارته الخاصة وفق  
معادلة :

$$\frac{P}{\rho^k} = \text{constant} \quad (7.3)$$

ومن هذه النتيجة ومن معادلة الحالة ،  $P = \rho RT$  فان العلاقة بين ضغط الاستقرار و الكثافة و  
عدد ماخ تصبح على هذه الشاكلة :

$$\frac{P_o}{P} = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (8.3)$$

$$\frac{\rho_o}{\rho} = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right]^{\frac{1}{k-1}} \quad (9.3)$$

إن استعمال المعادلات (6.3) و (8.3) و(9.3) تمكن من معرفة الخواص  $(\rho, P, T)$  داخل  
مجال تدفقي إذا كان عدد ماخ و جميع خواص الاستقرار معلومة . ومن معادلة الطاقة بالنسبة لتدفق  
حراري (3.1) يمكن تحديد الحرارة الداخلية للاستقرار كما يلي :

$$h_o = h + v^2 / 2 \quad (10.3)$$

من الناحية الفيزيائية فان ركود الكمون الحراري او الانثالبية هو الركود الذي يجب تحقيقه اذا تم  
تباطؤ التدفق إلى غاية السكون . و يمكن ملاحظة أن خصائص هذا الاستقرار  $(P_o, \rho, T_o)$   
مرتبطة بركود الحرارة الكامنة الانثالبية من خلال الحرارة الخاصة و معادلة الوضعية و يظهر من  
خلال هذا أن كل خاصية من هذه الخصائص هي ثابتة من حيث حرارة المجال التدفقي .  
و تكون معادلة التدفق الغازي كما يلي :

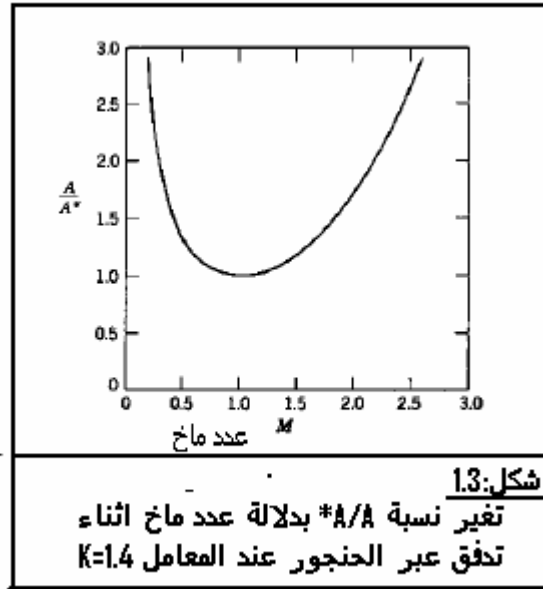
$$\rho A v \quad \rho^* A^* v^* = \text{cnt} \quad (11.3)$$

بحيث أن  $A$  تعبر عن مساحة الحنجور,  $v$  تعبر عن سرعة التدفق و  $*$  تمثل معامل الظروف الحرجة أو عند الاشتغال بالعدد ماخ يعني سرعة فوق صوتية. ومن خلال كل من المعادلات (4.3) و (6.3) و (9.3) و (11.3)

يمكن تعبير معدل المساحة الحنجورية بدلالة عدد ماخ

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[ \frac{1 + \frac{k-1}{2} M^2}{1 + \frac{k-1}{2}} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (3.12)$$

من خلال الشكل (1.3) يتضح بشكل جلي إن تقعر و تحذب مساحة حنجورية ما و صغر قطرها كلها عوامل مطلوبة بهدف تسريع تدفق ما من سرعة تحت صوتية إلى سرعة فوق صوتية . إن تغير هذه العوامل أثناء التدفق عبر الحنجور تؤدي إلى نتائج موضحة بواسطة الرسم البياني في الشكل (2.3) .



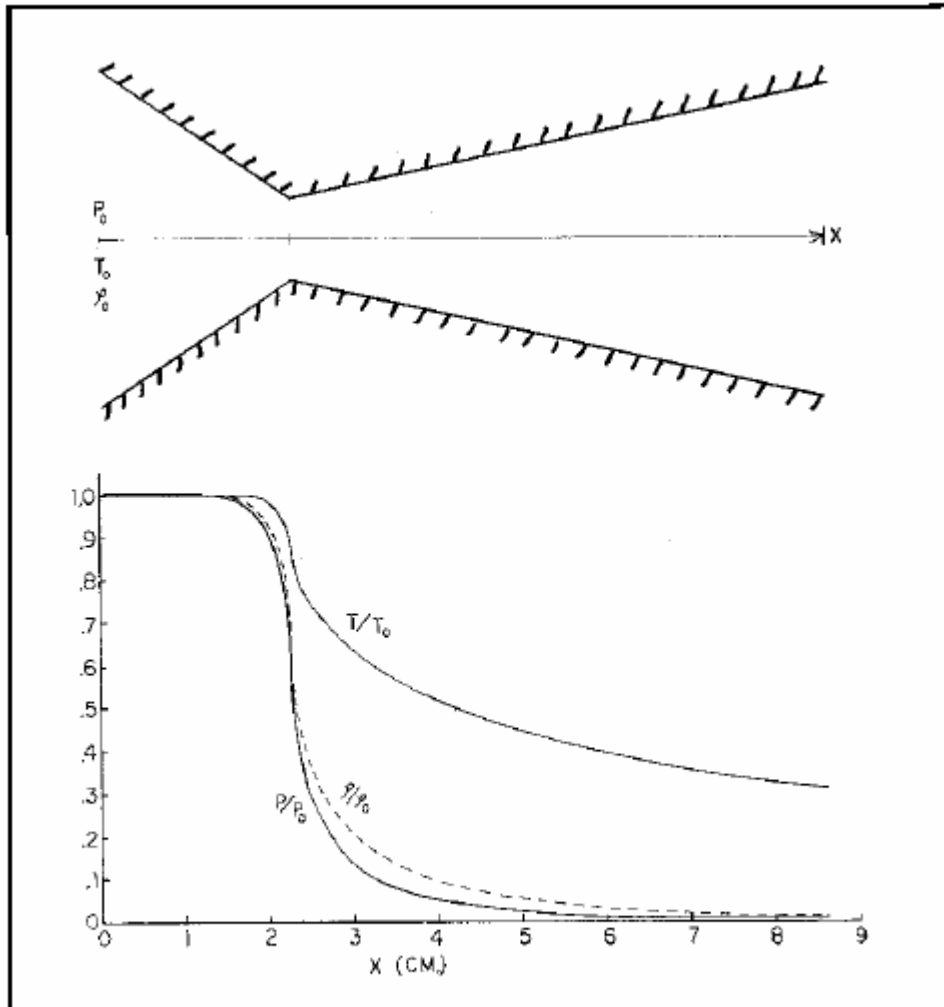
و من خلال المعادلة (1.3) و (10.3) يمكن ايجاد معادلة سرعة التدفق عبر الحنجور  $V_e$  كما يلي :

$$v_e = \sqrt{2(h_x - h_e) + v_x^2} \quad (3.13)$$

بحيث:  $v_x$  و  $h_x$  تعبران على التوالي على الكمون الحراري الانثالبية و السرعة الموضعية في الحنجور. و هذه العلاقة صالحة للتطبيق سواء في الظروف المثالية او الغير مثالية للصاروخ. كما يمكن اعادة صياغة هذه العلاقة عن طريق الاستعانة بالمعادلات (2.8) و (3.3) و (3.1)

$$v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R'T_0}{M'} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3.14)$$

لوصف التدفق بين غرفة الاحتراق, (حيث ان ظروف الاستقرار من المفروض وجودها هنا) و مخرج الحنجور. ومن هذه المعادلة يلاحظ ان سرعة الخروج القصوية تحدث عند معدل ضغط  $P_0/P_e$  متناهي في الصغر, او عند ما يحدث طرد الغاز داخل مجال مفرغ من الهواء.



شكل 3.2: تغير الكثافة  $\rho$  و الضغط  $P$  و الحرارة  $T$  عبر حنجور محرك الصاروخ

والتناسب بين الحنجور و بين كل منطقة تدفقية عند قيمة الضغط  $P_x$  يمكن التعبير عنه كعلاقة تناسب بين الضغط و المعامل  $k$  و ذلك باستعمال المعادلات (3.3) و (9.3) و (6.3) و (4.3) و (14.3) كما يلي :

$$\frac{A^*}{A_x} = \frac{\rho_x v_x}{\rho^* v^*} \quad (3.15a)$$

$$= \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left( \frac{P_x}{P_0} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[ 1 - \left( \frac{P_x}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3.15b)$$

تعتبر جد مهمة لأنها تمكن من تحديد مساحة الخروج  $A_0$  عندما يكون ضغط الخروج مكافئ لضغط المحيط  $P_a$  (غالبا 1 اطموسفير) و هذا ما يعرف بشرط البدئي لأي تصنيع - و هو ما سوف تتم معالجته لاحقا - بهدف الحصول على اكبر قدر ممكن من قوة الدفع و لهذا الغرض فان  $A_e/A^*$  يعرف ب منسوب التوسع المثالي .

### 2.3 معاملات جودة الصاروخ

هذا الفصل يعالج مختلف المعاملات المتحكمة في الجودة المستعملة في تحديد و مقارنة جودة وقود صلب لمحركات الصاروخ و كذلك تصحيح التغيرات المحدثة في النماذج المبسطة من المحركات استنادا سواء إلى مقاييس مثالية أو حقيقية.

#### 1.2.3 الدفع

إن قوة دفع  $F$  لمحرك صاروخ ما يمكن التعبير عليها وفق المعادلة التكامل التالية:

$$F = \int P dA = m^\circ v_e + (P_e - P_a) A_e \quad (16.3)$$

الحد الأول من المعادلة يمثل التعبير الرياضي التكاملي لقوى الضغط المطبقة داخل غرفة الاحتراق و الحنجور شكل (3.3) و  $m^\circ$  يمثل معدل التدفق الكتلي و  $V_0$  تمثل سرعة الخروج الغازي . أما الحد الثاني يسمى بدافعة الضغط و هي تساوي صفر بالنسبة لحنجور ذو معدل توسع او معدل التحدب مناسب .

ومنه يمكن كتابة المعادلة السابقة كما يلي :

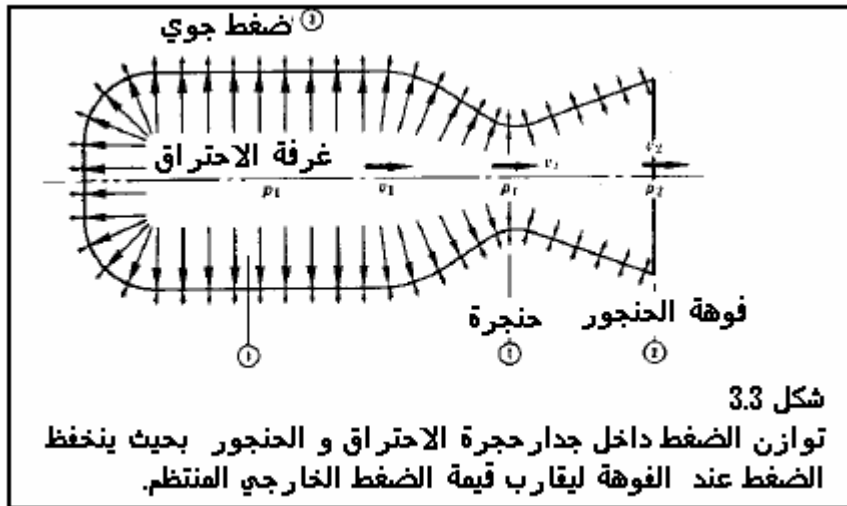
$$F = \rho^* V^* A^* V_e + (P_e - P_a) A_e \quad (17.3)$$

ويمكن تغييرها باستعمال (14.3) و(9.3) و (4.3) للحصول على الشكل الرياضي التالي:

$$F = A P_o^* \sqrt{\frac{2}{k-1} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + (P_e - P_a) A \quad (3.18)$$

وهو يوضح ان القوة الدافعة متناسبة بشكل طردي مع :

- 1- مساحة الحنجور  $A^*$ .
- 2- ضغط حجرة الاحتراق  $P_o$ .
- 3- معدل الضغط عبر الحنجور  $P_o/P_e$ .
- 4- معدل الحرارة الخاصة  $k$ .
- 5- قوة الضغط الدافعة.



### 2.2.3 معامل الدفع

إن معامل القوة  $C_f$  يتم تحديده عن طرق قسمة مقدار قوة الدفع على مقدار الضغط ومساحة الحنجرة كما يلي:

$$C_f = F / P_o A^* \quad (19.3)$$

وهو يمكن من تحديد تضخيم القوة الناتجة عن التمدد الغازي داخل الحنجور بالمقارنة مع قوة التمدد الغازي على مستوى مساحة الحنجرة فقط. انطلاقا من المعادلة (18.3) يمكن تعبير معامل الدفع وفق المعادلة التالية:

$$C_f = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{(P_o - P_a)}{P_o} \frac{A_o}{A^*} \quad (3.20)$$

لكل معدل ضغط ثابت  $P_e/P_o$  يمكن إيجاد القيمة القصوية  $C_f$  عن طريق إجراء الاشتقاق التالي:

$$\frac{dC_f}{d(A_o/A^*)} = 0$$

ومنه يمكن القول أن معامل الدفع لا يصل إلى قيمته القصوية إلا بعد تساوي ضغط الحنجور مع الضغط الجوي  $P_e = P_a$  أو أن تكون الشروط الهندسية للحنجور مناسبة.

المعادلة (19.3) تستخدم عادة لمقارنة قيمة معامل الدفع المحصل عليها تجريبيا مع القيمة المحسوبة نظريا باستخدام المعادلة (20.3).

### 3.2.3 مميزات سرعة الانفلات الغازي

تحدد سرعة الانفلات الغازي  $CV$  عن طريق حساب المعادلة:  $CV = c/C_f$  بحيث يكون  $c$  معدل السرعة الفعلي وفق المعادلة:

$$c = \frac{F}{\dot{m}} = v_e + (P_e - P_a) \frac{A_e}{\dot{m}} \quad (21.3)$$

سرعة الانفلات يمكن تعبيرها كدالة خصائص الغاز داخل غرفة الاحتراق وذلك باستعمال كل من المعادلات السابقة (19.3) و (21.3) و (4.3).

$$CV = \sqrt{\frac{R T_o}{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (22.3)$$

قيمة سرعة الانفلات تشكل استحقاق للوقود الدافع و هندسة غرفة الاحتراق و هي مستقلة عن خصائص الحنجور . و هو ما يجعل منها وسيلة مقارنة لمختلف أنواع الوقود.

انه لمن المهم الإشارة الى انه  $CV \sim \sqrt{T_o} / \sqrt{M'}$  و  $R = R' / M'$  . وهو ما يبين انه عندما تكون قيمة سرعة الانفلات عالية قد تكون درجة الحرارة  $T_o$  منخفضة .

ان درجة الحرارة العالية قد تؤثر في مختلف اجزاء المحرك المعرضة بشكل مباشر للغازات الساخنة و هو شئ ملاحظ و خصوصا عند اجراء الاختبارات السكنونية حيث يلاحظ احمرار الحنجور برمته خلال ثانية او اقل تحت تأثير احتراق الوقود.

و هو ماينتج عنه تاكل السطح الاملس للحنجور و خصوصا اذا كانت مدة الاحتراق تستغرق عدة ثواني. و لهذه الاسباب يستحسن الزيادة في سرعة الانفلات عن طريق تخفيض قيمة الوزن المولي لمكونات الوقود  $M'$  عوض الزيادة في الحرارة الاستقرار  $T_0$ . و هذا يتحقق عن طريق استعمال وقود غني من الناحية الحرارية.

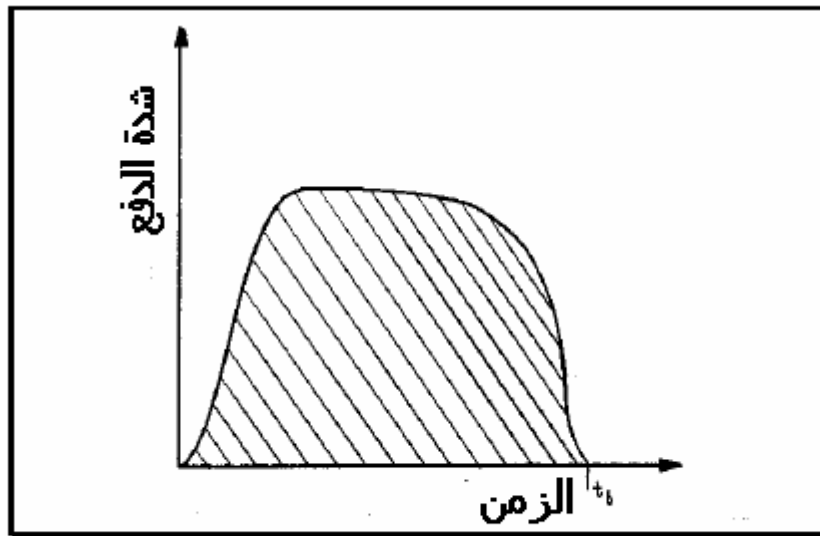
يمكن اعتبار سرعة الانفلات دالة للخوافز  $(n R T)$  الخاصة بوقود الدفع . و يستفاد منه في تحديد سرعة الانفلات داخل مختبر عن طريق قياس ثابتة الحجم با استخدام تقنية القنبلة المغلقة (15).

### 4.2.3 النبض

النبض او النبض الكلي  $I$  هو عبارة عن تعبير قوة الدفع الكاملة خلال وحدة الزمن  $t$  :

$$I = \int_0^{t_b} F dt \quad (23.3)$$

او هو المساحة المخططة في المبيان التالي بدلالة القوة الدافعة و الزمن  $t$  (ش: 4.3)



شكل: 4.3 المساحة تحت الخط المبياني تمثل شدة النبض الكلي للمحرك

مدة النبض الخاص توافق من حيث الطول المدة الخاصة بالاحتراق  $t_b$  بالنسبة للمحركات التي لها مدة احتراق تمتد لعدة ثواني اما المحركات الصغيرة فان قوة الدفع هي مدة الاحتراق زائد المدة الكافية لخروج الغازات المتبقية من حجرة الاحتراق . ويعبر عن النبض الكلي في هذه الحالة بالتعبير الرياضي التالي:

$$I = \frac{2}{k+1} C_f P_0 A^* \tau \quad (24.3)$$



بحيث  $\tau$  تمثل ثابتة الزمن و يمكن التعبير عنها ايضا بالمعادلة الرياضية :

$$\frac{1}{\tau} = \frac{A \cdot P_0}{\rho_0 \cdot V_0 \cdot CV}$$

يعبر  $n$  عن العدد الاسي لمعدل الاحتراق أما  $V_0$  فانه يمثل حجم حجرة الاحتراق ان النبض الخاص من اهم العوامل المستعملة في تحديد قيمة جودة محرك صاروخي ما و هو عبارة عن القوة الدافعة المحصلة من قيمة التناقص الكتلي للصاروخ خلال مرحلة الاحتراق وفق المعادلة التالية:

$$I_{sp} = F/w^{\circ} = c/g \quad (25.3)$$

بالنسبة للمحركات ذوات الوقود الصلب من الصعب قياس التناقص الكتلي و منه يكتفي عادة بتحديد النبض الخاص وفق المعادلة :

$$I_{sp} = I/t$$

ان النبض الخاص المثالي لوقود صلب و محرك معين يمكن حسابه انطلاقا من تركيب كل من المعادلات (25.3) و (14.3) للحصول على المعادلة :

$$I_{SP} = \sqrt{\frac{2k}{g^2 (k-1)} \frac{R'}{M'}} T_0 \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (26.3)$$

بهدف إجراء مقارنة فان  $P_0$  تأخذ قيمة 1000 psia و  $P_e$  تأخذ قيمة 14.7 psia ومن المتعارف عليه فان ابسط طريقة نصف تجريبية لتحديد النبض الخاص تم تطويرها من قبل كل من (Free B.A and Sarner .S.f) (17) مع نسبة خطأ محتمل ما بين 3 الى 5 في المائة .

مع الإشارة إلى أن سرعة الانفلات CV تحدد أيضا طاقة الوقود الصلب و النبض الحقيقي يتم تحديده عن طريق استعمال تقنية القنبلة الباليستكية كما تمت الإشارة إليه سابقا و العلاقة بين النبض الخاص و سرعة الانفلات تكون وفق التعبير الرياضي التالي :

$$I_{sp} = (CV Cf) / g \quad (27.3)$$

### 5.2.3 ضغط الحجرة.

بالنسبة لحجرة الاحتراق الخاصة بالمحركات الصلبة فهي عبارة عن وعاء يحتوي الوقود الصلب و قادر على تحمل ضغط عالي و عملية الاحتراق تتم على مساحة الوقود بحيث يكون معدل كتلة

الغازات الناتجة تساوي كتلة المواد الوقودية المحترقة و تكون النواتج غازية فقط غير سائلة و غير صلبة في الحالات المثالية وفق المعادلة التالية :

$$m^{\circ} g = \rho_p A_b r \quad (28.3)$$

بحيث يكون  $m^{\circ}$  معدل التدفق الغازي, و  $A_b$  مساحة الاحتراق و  $r$  معدل التناقص المساحي (الاحتراق) و نسبة التخزين الغازي داخل غرفة الاحتراق يكون وفق المعادلة التالية :

$$dm_s/dt = (d/dt) * \rho_o v_o \quad (29.3)$$

بحيث  $\rho_o$  تعبر عن الكثافة اللحظية للغاز الناتج و  $v_o$  تعبر عن الحجم اللحظي لغرفة الاحتراق و استعمال هاتين المعادلتين كتعبير عن معدل التدفق الغازي عبر الحنجور و كتعبير عن معدل الاحتراق, تؤدي التعبير عن ضغط غرفة الاحتراق كما يلي :

$$P_o = \left[ \frac{A_b}{A^*} \frac{\rho_p - \rho_g}{\sqrt{\frac{k}{RT_o} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (30.3)$$

بالنسبة لضغط  $P_o$  و قوة الدافع ثابتين من الواضح أن مساحة الاحتراق تبقى ثابتة أيضا خلال ظروف احتراق طبيعية. و الضغط اللحظي للغرفة يمكن أن يعبر عنه بنفس التعبير الرياضي السابق و تكون القيمة  $A_b$  كتعبير عن مساحة الاحتراق اللحظي و تغير هذه القيمة خلال وحدة الزمن يتعلق فقط بمعدل الاحتراق و الشكل الهندسي الأولي للوقود الصلب .

بالنسبة للمحركات ذات مدد احتراق وجيزة (اقل من ثانية) و التي يكون فيها ظروف حالة استقرار متوفرة, تطبق المعادلة (30.3) لحساب ربما نصف او ثلث مدة الدفع الكلي. و يعزى هذا التأخر الى مدة الاشتعال البطيئة نسبيا و كذلك غرفة الاحتراق تكون مليئة بالهواء البارد وكذلك فان المرحلة البدئية للضغط تكون على درجة من التعقيد و قد تمت دراستها من طرف كل من Von Karman and Malina (19) حيث انهما قاما بوضع تعبير رياضي لقيمة الضغط بدلالة الزمن كما يلي:

$$P = P_o (1 - e^{-t/\tau}) \quad (31.3)$$

بحيث ان  $P$  تعبر عن الضغط اللحظي خلال الزمن  $t$  و  $\tau$  عامل يتم تحديده مسبقا. مباشرة بعد نهاية الاحتراق تبقى غرفة الاحتراق مليئة بغاز المضغوط وتكون معادلة الضغط هنا بدلالة الزمن كتالي:

$$P = P_o \left( 1 + \frac{k-1}{2} \frac{t}{\tau} \right)^{\frac{-2k}{k-1}} \quad (32.3)$$

### 6.2.3 تصحيحات أطوار التدفق

إن التحاليل السابقة للتدفق الحنجوري و معاملات الجودة تفترض أن المواد المتدفقة هي عبارة عن غاز خالص . بحيث ان هذه التحاليل تعتبر جيدة و دقيقة في حالة انعدام أي مواد صلبة أو سائلة أثناء التدفق الغازي عبر الحنجور . و لكن لا مناص من تغييرها في حالة وجودها . بحيث أن وجودها يؤثر سلبا على خصائص جودة الصاروخ بحيث كلما كان حجم المحرك صغيرا إلا و كان تأثيرها اكبر حيث وجد كل من (21) (Gilbert, Allport, Dunlop) انه بالنسبة للمحركات الكبيرة التي تفوق قوتها الدافعة 10 آلاف باوند تكون نسبة النبض الخاص الضائعة صغيرة اما بالنسبة للمحركات التي قوتها الدافعة اقل من 100 باوند تكون نسبة النبض الخاص المفقودة مهمة . و لأهمية القوة الدافعة في أي محرك يجب إجراء تصحيحات ضرورية لأطوار التدفق الغازي للحصول على أعلى مردود ممكن.

ملاحظة : 1 باوند انكليزي تساوي 0.454 كلغ .

1 كلغ يساوي 9.98 نيوتن.

إن فقدان قوة الدفع أثناء الاحتراق يرجع لسببين:

(أ) نقص السرعة عندما لا يتم تسريع الجسيمات الصلبة عبر الحنجور بنفس وتيرة تسارع الجسيمات الغازية .

(ب) نقص الحرارة عندما لا تكون حرارة الجسيمات الصلبة بنفس حرارة الجسيمات الغازية المحيطة بها. وان كان لهذا السبب الأخير دور ثانوي في إنقاص النبض الخاص بحيث غالبا ما يفترض ان حرارة الجسيمات الصلبة تكون تقريبا على نفس حرارة الجسيمات الغازية (22)

أول شئ يجب الإشارة إليه في تكون الجسيمات الصلبة هي معادلة التكون الغازي (28.3) بحيث تصبح :

$$m^{\circ}_g = (1-X) \rho_p A_b r \quad (33.3)$$

بحيث يكون العدد x هو كتلة المواد الصلبة المقذوفة و كنتيجة تتم تحويل المعادلة إلى معادلة حالة الاستقرار الخاص بالضغط داخل حجرة الاحتراق كما يلي :

$$P_o = \left[ \frac{A_b}{A^*} \frac{(1-X) \rho_p}{\sqrt{\frac{k}{RT_o} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (34.3)$$

$$(1-X)^{\frac{1}{1-n}}$$

بحيث ان ضغط الحجرة تم اختصاره بالعدد

ومنه يتم تعديل عبارة النبض الخاص بهدف حساب الفرق بين سرعتي الجسيمات الصلبة و الجسيمات الغازية :

$$I_{SP} = \frac{1}{g} \frac{\sum \dot{m}_i v_i}{\sum \dot{m}_i} \quad (35.3)$$

بحيث يمثل العدد  $i$  ثابت خاص .  
اذا كان جميع الجسيمات يفترض فيها ان تكون متساوية من حيث التسارع فانه يمكن التعبير عن ذلك وفق المعادلة الرياضية :

$$I_{SP} = \frac{1}{g} \frac{(\dot{m}_s v_s + \dot{m}_g v_g)}{\dot{m}_s + \dot{m}_g} \quad (36.6)$$

من اجل وصف حقيقي للتأثير الذي تمارسه الجسيمات على مردودية صاروخ ما يتطلب معرفة خصائص التحول الحراري ومقاومة الجسيمات بهدف وصف رياضي لقيمة سرعة الجسيمات  $V_s$  و حرارتها  $T_s$  خلال جميع مراحل العملية التدفقية , انه لمن الممكن اشتقاق الحالات النهائية لتحديد التأثيرات النهائية .

في النموذج الأول يفترض ان تكون الجسيمات صغيرة الحجم بحيث تكون  $T_s \approx T_g$  و  $v_g \approx v_s$  ويكون التعبير الرياضي عن سرعة الطرد الغازي للجسيمات كما يلي :

$$v_e = \sqrt{2 T_0 \left[ C_s x + (1 - x) \frac{k R'}{(k - 1) M'} \right] \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^m \right]} \quad (37.3)$$

$$m = \left[ \frac{x C_s M'}{(1 - x) R'} + \frac{k}{k - 1} \right]^{-1} \quad \text{بحيث}$$

بحيث  $C_s$  يمثل معدل الحرارة الخاصة بالمواد الصلبة . و تجب ملاحظة ان هذه المعادلة يمكن ان تتحول الى الشكل الاعتيادي المعبر في المعادلة (14.3) بحث يكون  $x = 0$  جسيمات منعقدة و التعبير الخاص بالقوة الدافعة يمكن ان يتحول الى الشكل التالي :

$$(38.3)$$

$$F_i = A P_o^* \frac{1}{1-X} \sqrt{\frac{2 k M'}{R'} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[ X C_s + (1-X) \frac{k R'}{(k-1) M'} \right] \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^m \right]}$$

$$+ (P_e - P_a) A_e$$

تجب ملاحظة مرة أخرى ان هذه المعادلة يمكن اختصارها الى الشكل الاعتيادي في المعادلة (18.3) بحيث تكون  $x = 0$  التعبير عن معامل الدفع يتم اشتقاقه بنفس الطريقة للحصول على التعبير الرياضي :

(39.3)

$$C_F = \frac{1}{1-X} \sqrt{2 k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[ \frac{M' X C_s}{R'} + \frac{k(1-X)}{k-1} \right] \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^m \right]}$$

ان معامل قوة الدفع يزداد مع تواجد الجسيمات التي يتم تشبيهها مع جسيمات الغاز فقط وهذه المعادلة تعبر عن هذه الزيادة في معامل قوة الدفع بنسبة 75 في المائة في وقود دافع مثالي عندما يكون  $x = 0.45$ .

اما في الحالة النموذج الثاني للجسيمات والجسيمات التي تبقى فيها سرعتها و حرارتها ثابتتين وهذا يعني ان الجسيمات تتميز بحجم كبير نسبيا و تحول حراري بطيء و مقاومة صغيرة . اما التعبيرات الرياضية الخاصة بمعاملات الجودة فإنها نفسها المستعملة في النموذج السابق تحتفظ بصلاحيته هنا . لان التدفق الغازي لا يتأثر بوجود الجسيمات الصلبة . وان كان النبض الخاص يتناقص من حيث القيمة ومن المعادلة (36.3) بحيث  $m_s v_s \ll m_g v_g$  :

$$I_{sp} = (1/g) (1-x) v_g \quad (40.3)$$

إن المعامل  $(1-x)$  يؤثر بشكل سالب على قيمة النبض الخاص .

لقد أجريت العديد من الأبحاث على مختلف أطوار المرحلة التدفقية وبينت أن نوع الحنجور له علاقة تأثير على الجسيمات المتدفقة مع مختلف الغازات (23) كما بينت كذلك ان حجم الجسيمات و توزيعها مستقلة عن سعة المحرك وهو ما يبين ان خصائص هذه الجسيمات متعلقة بالوقود الصلب فقط (24) .

هناك تأثير آخر لا يقل أهمية عن التأثيرات السابقة و هو ما تمارسه الجسيمات السائلة على سطح الحنجور , فعند تقليص مساحتها تظهر نوع من الخشونة على سطح الداخلي للحنجور و بالتالي الزيادة في قيمة الاحتكاكات و هو ما ينقص من قيمة النبض الخاص .  
 خلال الفصول القادمة ستم مناقشة التأثير السالب لتواجد الجسيمات الصلبة و المحسوبة في معامل التحول الحراري .

### 7.2.3 تصحيحات الحنجور الحقيقي .

ان التحاليل السابقة كانت تأخذ بعين الاعتبار الصواريخ المثالية او النموذجية و هي غير موجودة بطبيعة الحال بحيث أن الحالة المثالية تمثل أقصى حالات الجودة التي يمكن الحصول عليها اما الجودة الحقيقية او الواقعية فانها تتقلص وفق مجموعة من المعاملات بحيث يتم حسابها على مستوى الحنجور باستعمال معاملات مختلفة .  
 بالنسبة للحناجر المخروطية فهي تتطلب معامل تصحيح للمتجهة اللامحورية لسرعة خروج الغازات و هي الناتجة عن التقعر في زاوية الحنجور المحددة بالقيمة  $2\alpha$  (بحيث  $\alpha$  تمثل نصف الزاوية) . و المعامل  $\lambda$  يتم تحديده كما يلي :

$$\lambda = ( 1 + \cos \alpha ) / 2 \quad (41.3)$$

كما تمت الإشارة إليه فان الحنجور الحقيقي يختلف عن الحنجور المثالي نظرا لوجود احتكاكات والتحويلات الحرارية و الاختلاط الغازي و التدفقات الغير المركزية ( أي ان الغازات لا تمر من مركز حنجرة الصاروخ ) و مفعول الجسيمات ، كما ان زاوية المغادرة يتم تحديدها عن طريق معامل التحول الطاقى الخاص بالحنجور ، و هو عبارة عن نسبة الطاقة الحركية الى وحدة التدفق المغادرة للحنجور الحقيقي ، و نسبة الطاقة الحركية الى وحدة التدفق المفترض المغادر للحنجور المثالي المزود بنفس ظروف اشتغال حنجور واقعي ،  
 ويتم التعبير عنه وفق الصيغة الرياضية التالية :

$$e = v_{eo}^2 / v_{ei}^2 \quad (42.3)$$

إن المعاملات  $i$  و  $a$  تعبر عن الحالات المثالية و الواقعية أو الحقيقية ، و  $e$  تعبر عن فعالية التحول الطاقى .  
 بالنسبة لمعامل التصحيح الخاص بالسرعة ،  $\zeta_v$  ، يمكن تحديدها كالجذر التربيعي للقيمة  $e$  .  
 و هي قيمة تتراوح ما بين 0.85 و 0.98 بالنسبة لجل المحركات، و هو نفس قيمة الاختلاف بين قيم النبض الخاص المثالي و قيم النبض الخاص الحقيقي.

أما معامل التصحيح الخاص ب النفث الغازي ،  $\zeta_d$  ، فهو نسبة كتلة التدفق الغازي خلال حنجور حقيقي إلى كتلة تدفق غازي خلال حنجور مثالي الخاضع لنفس ظروف اشتغال حنجور حقيقي والتعبير الرياضي لهذا المعامل التصحيحي يكون كما يلي :

$$\zeta_d = m^{\circ}_a / m^{\circ}_i = m^{\circ}_a C / F \quad (43.3)$$

إن هذه القيمة غالباً ما تكون أكبر من القيمة النظرية لأن التدفق الحقيقي يكون أكبر من التدفق المثالي للأسباب التالية:

(أ) الوزن المولي للغازات سرعان ما يتزايد أثناء المرور من الحنجرة و هو ما يؤدي إلى ارتفاع كثافته .

(ب) تنتقل الحرارة إلى جدار الحنجور و خصوصاً منطقة الحنجرة و ه ما يؤدي إلى انخفاض درجة حرارة الغاز و بالتالي ارتفاع كثافته .

(ج) الحرارة الخاصة و خصائص الغازات الأخرى تتغير عندما يتعلق الأمر بحنجور حقيقي و هو ما يؤدي إلى ارتفاع معدل النفث .

(د) الاحتراق الغير الكامل يؤدي إلى رفع كثافة الغازات الناتجة .

هذه المعاملات التصحيحية تتمظهر على شكل انخفاض على مستوى قوة الدفع الحقيقية مقارنة مع قوة الدفع المثالية و تكون صيغتها الرياضية كما يلي :

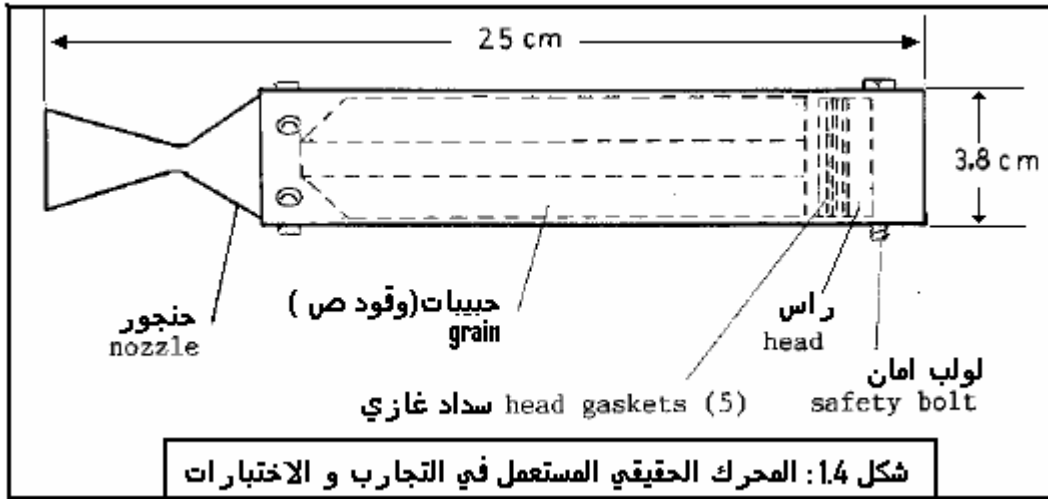
$$F_a = \zeta_v \zeta_d \lambda F_i \quad (44.3)$$

$$F_a = \zeta_v \zeta_d \lambda C_{fi} P_{oe} A^* \quad (45.3)$$

## الفصل الرابع: تقنية التجريب

### 1.4 المحرك

أسفله الرسم التخطيطي للمحرك الموضوع هذه الرسالة (شكل: 1.4) كما يوجد رسم اضافي بتفاصيل أكثر في الملحق (E)



أن الحنجور العادي الموحد ذو شكل مخروطي ذو زاوية ميلان ب 12 درجة (نصف الزاوية) يصنع عادة من قطعة فولاذية سميكة ذات أبعاد مناسبة و يتم خرطها و حفرها بواسطة آلات الخرط الدوارة في معامل الميكانيكا الشائعة للحصول على حنجور حسب الأبعاد المرغوب فيها. كما يتم إعطائها الشكل الانسيابي عند الحنجرة قصد تفادي النتوءات الحادة التي من الممكن أن تنقص من قوة الدفع كما يتم صقل الواجهة الداخلية للحنجور قصد تفادي الاحتكاكات كما يتم تزويد الحنجور بستة لولب قوية قصد تثبيتها على غرفة الاحتراق كما يتم إحاطتها بخواتم فولاذية (O ring) حاكمة للغلق و مانعة لأي تسرب غازي من بين جدارها و جدار غرفة الاحتراق .

بالنسبة لرأس المحرك فانه من الممكن نزعها و تركيبه قصد تعبئة غرفة الاحتراق بكبسولات الوقود الصلب عند إجراء الاختبارات السكونية أو تجارب الإطلاق و يصنع أيضا كما



الحنجور من الفولاذ كما يتم تثبيته بواسطة لولب حلزوني سهل الانكسار في حالة ما بلغ الضغط داخل غرفة الاحتراق أزيد من 10 آلاف باسكال و هي قيمة ضغطية قد تؤدي إلى انفجار المحرك كلية . كما أن الغازات الناتجة يتم السيطرة عليها ضد أي تنفيس أو تسرب غير مرغوب فيه بواسطة خمسة سدادات غازية (Gasket) مصنوعة من الحرير الصخري(الاسبستوس) و هي مادة تقاوم الحرارة .

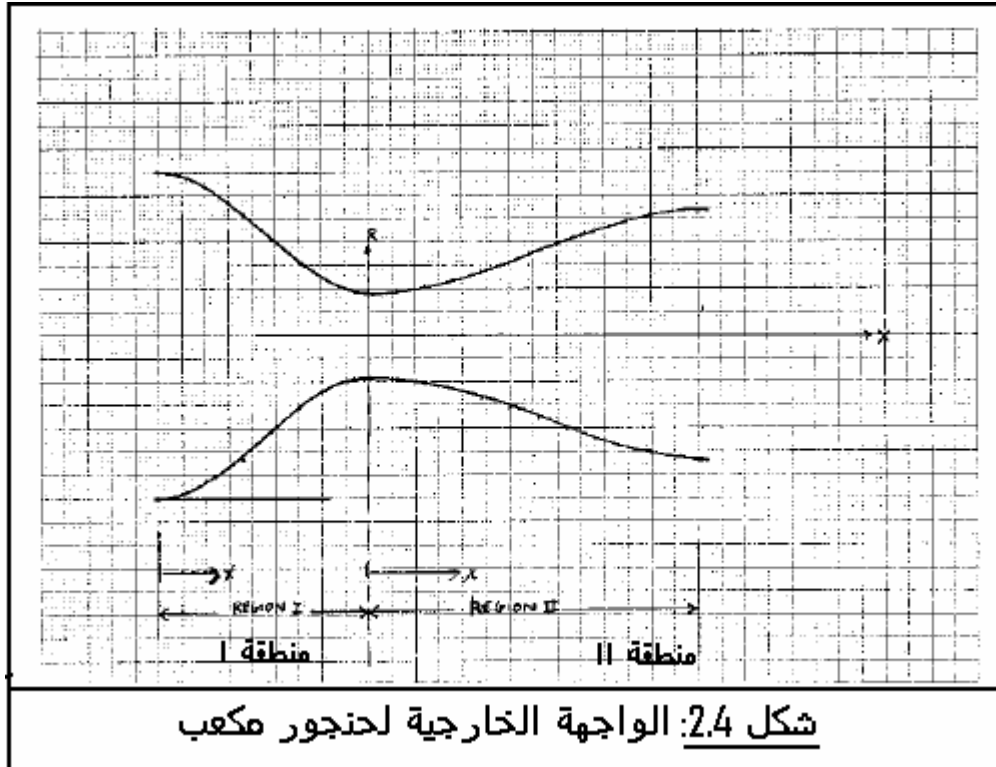
#### 2.4 الخصائص المظهرية للحنجور المكعب .

لا يعتبر شكل الهندسي للحنجور حاسما في التأثير على المر دودية ، كما أن المر دية العالية يمكن إدراكها عن طريق هندسة الحنجور بالطريقة الخصائصية و هي طريقة طويلة ومعقدة كما سيتم مناقشتها بشكل موسع في الملحق (26) و (27) من هذه الرسالة و على كل حال هناك مقارنة لهذه الطريقة إذا تمت متابعة منحنى معادلة تكعيبية لهندسة الشكل الخارجي للحنجور (28). بالنسبة للحنجور في الظروف المادية و اللوجيستكية الجيدة يتم صناعته عن طريق خراطة آلية متحكم فيها بالحاسوب . و المقياس المعتمد في تصنيع حنجرة، فوهة الداخلية ، الفوهة الخارجية لحنجور مكعب هو نفسه المعتمد عند الحنجور المخروطي. كما أن نصف زاوية التقعر تقدر ب 30 درجة أما نصف زاوية التحدب تقدر ب 15 درجة . (شكل 2.4: الشكل أسفله يبين أبعاد الحنجور عندما تكون معادلات التدوير كما يلي:

$$R = 1.748 - 0.762 x^2 + 0.226 x^3 \quad \text{cm (المنطقة I)} . \quad (1.4)$$

$$R = 0.461 + 0.201 x^2 - 0.037 x^3 \quad \text{cm (المنطقة II)} . \quad (2.4)$$

بحيث يمثل R شعاع كل منطقة على حدة.



كما تمت الإشارة إليه يتم تصنيع الحنجر من قطعة مصممة من الفولاذ كما يتم صقله إلى درجة النعومة على مستوى جميع المناطق الداخلية كمنطقة الحنجر و الفوهة الداخلية و الخارجية كما يتم تسوية كل النتوءات الناتجة عن الخراط المتقطع .  
كما تجب ملاحظة إن إبعاد الحنجر المكعب اقصر ب 17 في المائة من إبعاد الحنجر المخروطي.

#### 3.4 إعداد الوقود الدافع.

كما تمت الإشارة إليه سابقا كذلك فإن الوقود الصلب الموحد يتركب من 65 في المائة من المؤكسد (نترات البوتاسيوم) و هي ملح يستعمل في الفلاحة وبياع في اكياس من فئة 25 كلغ في مستودعات المواد الفلاحية

و 35 في المائة من المختزل (السكر) ومهما اختلفت نسب المواد إلى بعضها البعض في تركيبة الوقود فإن طريقة الإعداد تبقى صالحة لكل الحالات.

بغرض ضمان خلط جيد لحبيبات البلورية للنترات مع الحبيبات البلورية للسكر (من الناحية النظرية يجب أن تحاذي كل حبيبة من السكر حبيبة من ملح النترات) يجب سحق و طحن المواد كل على حدة إلى أن تتحول الجسيمات سواء السكرية أو الملحية إلى اصغر حجم ممكن و ذلك حسب المقاييس التالية :

\*رديء : من 400  $\mu\text{m}$  إلى 600  $\mu\text{m}$  (ميكرو متر.  $1\mu\text{m} = 10 \text{ exp } (-6) \text{ m}$ ).

\*متوسط : 50 إلى 200  $\mu\text{m}$ .

\*جيد : 5 إلى 15  $\mu\text{m}$ .

\*جيد جدا : اقل من 5  $\mu\text{m}$ .

يتراوح سمك جسيمات ملح البوتاسيوم المحصل عليه من المراكز التجارية من 200  $\mu\text{m}$  إلى 250  $\mu\text{m}$  و بعد يتم سحقها للحصول على جسيمات صغيرة بهدف الرفع من قوة التفاعل. وما يقال عن ملح النترات يقال عن السكر و غالبا ما يباع على شكل مسحوق و تنتقي الحاجة الى سحقه أو طحنه.

لقد تبين من خلال التجارب انه كلما كانت كل من البلورات النترات و السكر صغيرة الحجم كلما كان معدل الاحتراق كبير و قوة الدفع المحصلة اكبر .

و تبدأ عملية الإعداد من خلال وزن كمية من النترات و السكر وفق النسبة المعروفة 35/65 ثم إدخالها في آلة دوارة محكمة الإغلاق تدور من اجل خلط المواد لمدة طويلة (20 ساعة) (أظن ان ساعة واحدة كافية حسب تجربتي الشخصية ... المترجم)

اما عملية الصهر فهي تعتمد على تسخين الخليط داخل وعاء فوق حرارة بين 190 و 200 درجة سيلسيوس و يستحسن أن يوضع هذا الوعاء على مسخن كهربائي مملوء بالزيت بحيث يصبح الوعاء الحامل للخليط سابحا وسط الزيت لأنها موصل جيد للحرارة و تتحمل درجات الحرارة المرتفعة من اجل تفادي أي شرارة قد تصيب الخليط مباشرة و يحدث حريق و دخان أنت في غنى عن تبعاته ، عند سخونة الخليط تبدأ جسيمات السكر في الانصهار

( درجة انصهار 180 درجة ) لتتحد مع جسيمات النترات الغير المنصهرة ( تنصهر عند 441 درجة ) ليتكون مركب لزج يميل إلى الاصفرار وتكون عملية التسخين هذه مصاحبة للتحريك المستمر بواسطة آلة أو معلقة خشبية أو من السليكون إلى أن يتحول كل الخليط المسحوق إلى خليط لزج يمكن أن يتخذ شكل أي قالب يصب فيه.

ثم يصب في اسطوانة مناسبة . بشكل كامل ثم يدخل قضيب (من الأحسن أن يكون من الفولاذ المغلف بالكروم و يدهن بشحم خفيف إذا أمكن ) وسط العجين اللزج حتى القاع قصد إحداث ثقب وسطي، يترك جانبا لمدة حوالي 45 دقيقة وهي مدة كافية لبرودته و تصلبه ثم يسحب العمود من وسطه و يستخرج من الاسطوانة و نكون قد حصلنا على قالب ابيض يميل الى الاصفرار ذو ثقب وسطي يخرقه طوليا ، انه الوقود الصلب، ثم تجرى القياسات من حيث الوزن و الأبعاد والكثافة وبعدها يحفظ في وعاء بلاستيكي محكم الإغلاق بعيد عن الرطوبة لأنه حساس جدا للرطوبة اذ سرعان ما تتشكل على جوانبه طبقة لزجة اذا ترك عرضة للهواء دون اي غطاء و هذه الطبقة تنمو نحو الداخل مع مرور الوقت إلى أن يصبح غير صالح للاستعمال .

#### 4.4 تغير نسب المؤكسد و المختزل.

لقد أجريت العديد من التجارب بهدف تحديد مدى تأثير التغيرات المحدثة على مستوى نسب المؤكسد الى المختزل على شدة الدفع التي ينتجها المحرك لقد تم إعداد عدة قضبان من الوقود الصلب (من فئة 10 x 1.5 سم) من اجل دراسة معدل الاحتراق .

#### 5.4 اختبار معدل الاحتراق

من اجل قياس معدل احتراق ما تحت ظروف الضغط الجوي و الحرارة العادية تم إجراء العديد من القياسات بنسب مؤكسد / مختزل مختلفة بقضبان من الوقود الصلب بالأبعاد المذكورة أعلاه بحيث تنصب و تثبت بشكل عمودي ثم تعلم بواسطة قلم مناسب في منطقتين مختلفتين ا و ب وتكون المسافة الفاصلة بينهما حوالي 7 سم ثم يشعل الجهة العلوية من قضيب الوقود الصلب ويبدأ الاحتراق السريع هابطا من فوق إلى أسفل وعند مروره من العلامة ا يبدأ في تشغيل ميقت الى غاية وصول الاحتراق المنطقة ب ثم يوقف الميقت ويكون التوقيت المحصل عليه هو الوقت احتراق المسافة ا و ب ثم يتم استخراج سرعة الاحتراق عن طريق قسمة الوقت بالثواني على المسافة ا و ب بالسنتيمتر.

## 6.4 الاختبار السكوني للمحرك

ان تجربة محرك الصاروخ (شكل 3.4) من اجل الحصول على الممييزة الخطية لشدة الدفع تقود حتما الى التفكير في بناء منضدة او منصة تكون قادرة على تسجيل القياسات عن طريق اتصالها بحاسوب بواسطة أسلاك و هذه القياسات هي قياس شدة الدفع و شدة ضغط الحجرة و الحرارة و ضغط الجدار . و الأهم هنا قياس شدة الدفع التي يولدها المحرك.

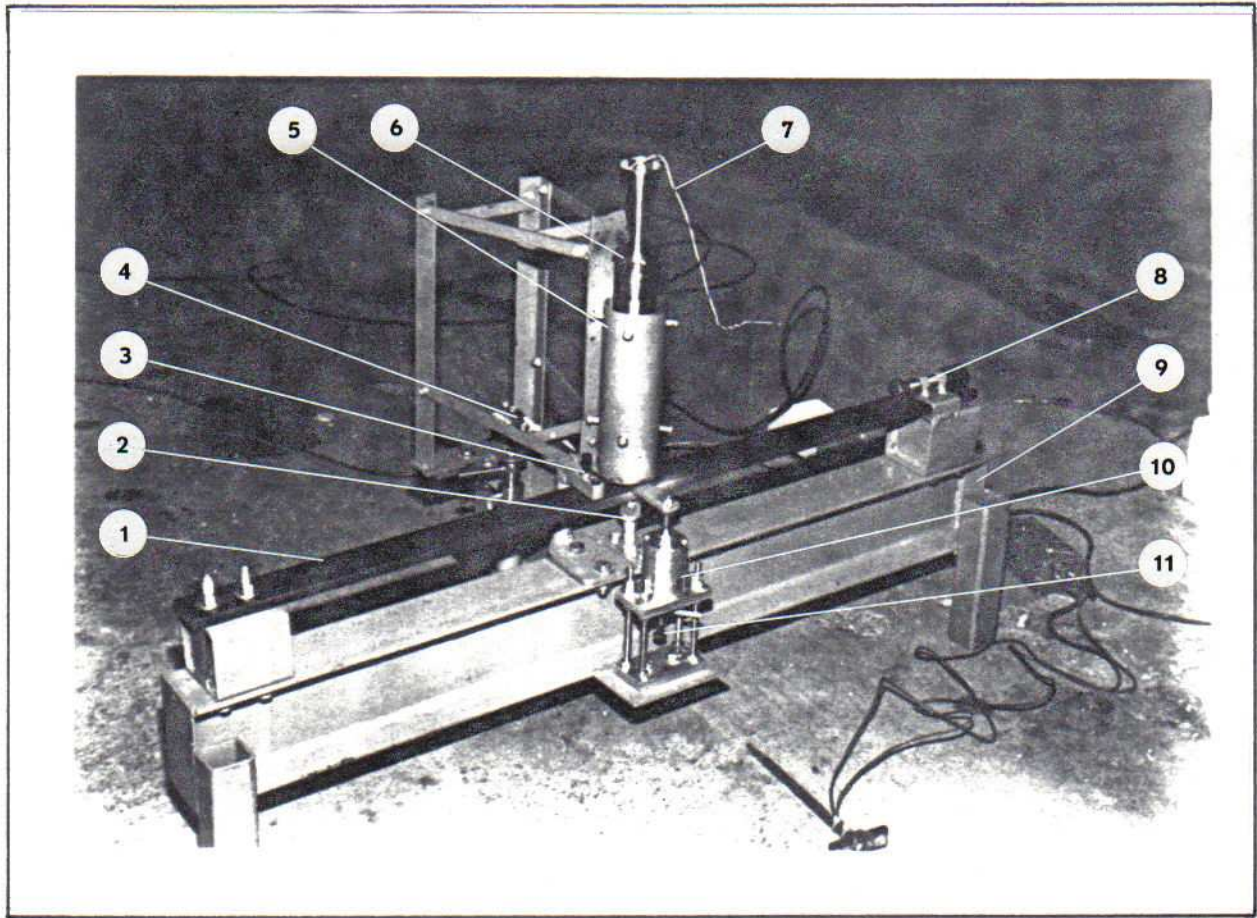


شكل 3.4 : الاختبار السكوني لمحرك الصاروخ.

#### 1.6.4 بناء منضدة الاختبار السكوني.

يتم بناء هيكل منضدة الاختبار السكوني بقضبان من الحديد الصلب او الفولاذ حتى يتخلص من الانحناءات التي من الممكن ان يبديها الحديد المطاوع تحت تأثير القوة الدافعة لمحرك الصاروخ ولكن هذا لا يعطي مسوغا مطلقا لان تكون المنضدة ثقيلة الوزن بحيث يتم مراعاة الجانبين الصلابة و خفة الوزن . و أقصى قوة يمكن أن يبلغها المحرك تحت الدراسة هي 1.1 كيلونيوتن أي حوالي 110 كيلوغرام و بالتالي فالمنضدة يجب أن تكون قادرة على تحمل قوة اكبر.

يركب المحرك بشكل عمودي و الحنجور متجه إلى أعلى (انظر الشكل 4.4).



(شكل 4.4) منضدة الاختبار السكوني لمحرك الصاروخ الصلب.

- |                |                      |
|----------------|----------------------|
| 1. عارضة مرنة  | 6. محرك الصاروخ      |
| 2. الحد السفلي | 7. صاعق كهربائي      |
| 3. الحد العلوي | 8. ضابط توتر العارضة |
| 4. حبل التحويل | 9. هيكل              |
| 5. حامل المحرك | 10. مخمد هيدروليكي   |
|                | 11. صمام المخمد      |

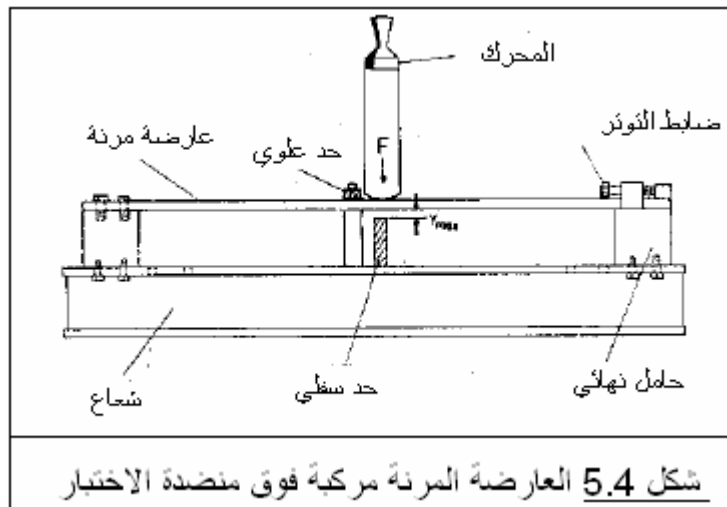
ان الاطار الحامل للتجربة عبارة عن عتلة مرنة مزدوجة حيث تتحول القوة العمودية الناتجة عن المحرك الى انحناء على مستوى العتلة وشدة الانحناء لها علاقة بشدة الدفع. بغرض الحصول على تسجيل جيد وحساس يستحسن ان تكون العارضة واسعة شئ ما . تسجل شدة القوة على مستوى وحدة التحويل الكهربائي تم تحديدها هنا خلال التجربة بانحناء قدره 0.635 سم ويمكن تحويل العارضة المزدوجة حسب القوة المنتظرة من المحرك. ان مسافة الانحناء  $y$  بالنسبة للعارضة المزدوجة تعطى بالمعادلة الرياضية التالية:

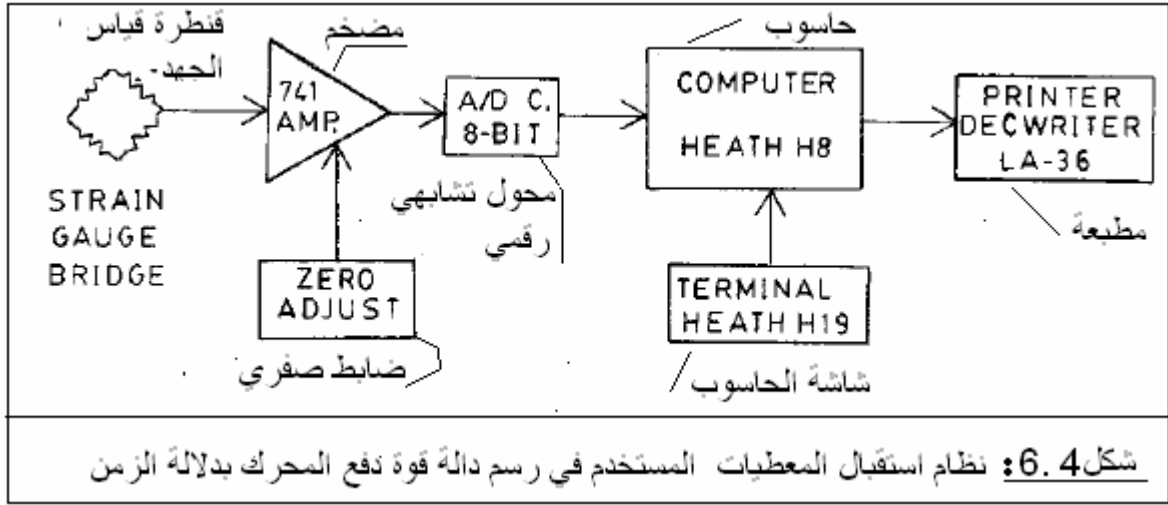
$$y = (F L^3) / 192 E I \quad (3.4)$$

بحيث تمثل  $F$  القوة (الدفع) ،  $E$  ثابتة يونغ الخاصة بمرونة العارضة ،  $I$  عزم قصور العارضة ،  $L$  طول العارضة . بالنسبة لعارضة مستطيلة ذات سمك  $d$  و عرض  $b$  فانه يمكن إعادة كتابة المعادلة السابقة كما يلي :

$$y = (F L^3) / 16 E b d^3 \quad (4.4)$$

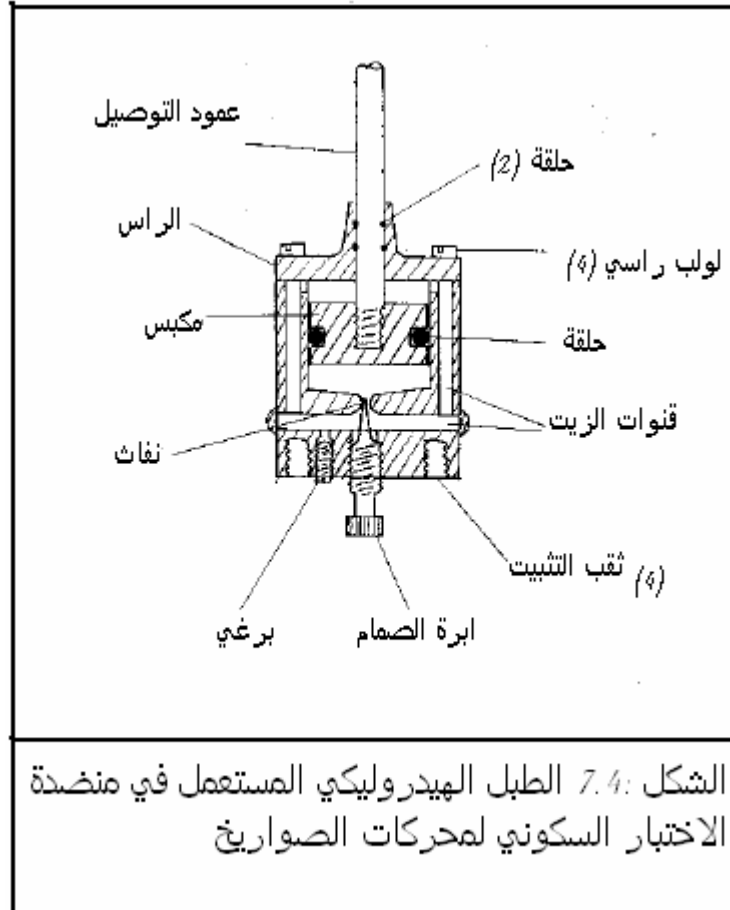
ان الانحناء متناسب مع مكعب خارج الطول على العرض و متناسب عكسيا مع السمك وهذا واضح لأنه كلما ازداد سمك العارضة إلا وقلت شدة الانحناء عند تسليط قوة ما. وهو ما يعطي إمكانية اختيار العارضة المناسبة حسب القوة المتوقع قياسها. ان النهاية السفلى أو الحد الأسفل قد وضعت مباشرة تحت العارضة لتفادي انكسار آلة تحويل القوة في حالة ما إذا كانت هناك قوة زائدة غير متوقعة قد تكسر رأس المحرك (انظر شكل 5.4) ان المسافة الانحناء تساوي نفس مسافة التحويل التي تستخدم قنطرة قياس الجهد وهي تشكل المكون الاساسي لنظام استقبال المعطيات الكهربائية كما هو موضح في (الشكل 6.4))





هناك تفاصيل دقيقة فيما يخص الدارة الكهربائية للمحول الإلكتروني في الملحق (F) و هو عبارة عن محول من النظام التشابهي الى النظام الرقمي من عيار 8 بايت ، و أربع قنوات بسرعة اشتغال تصل الى 581 مرة في الثانية أي انها قادرة على تحين المعطيات كل 1.78 ميلي ثانية وهذه المعطيات تسجل في ذاكرة الحاسوب من اجل معالجة بعدية .

نظرا للاهتزازات الناتجة عن حركة المحرك و العارضة المرنة فانه تم التفكير في استخدام مخمد مناسب قصد امتصاص الاهتزازات الغير مرغوب فيها ، تم استخدام جهاز هيدروليكي بسيط من التكوين و التصميم ، (الشكل: 7.4 )

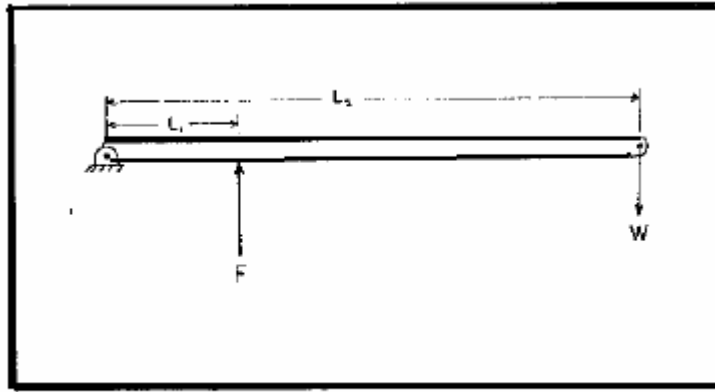


فهو يتكون من عمود يتصل بالعارضة المرنة من جهة ويتصل بمكبس داخل اسطوانة من الجهة الأخرى ، و الحركة الناتجة تقوم بدفع المكبس الى الداخل وهو ما يحشر الزيت للخروج عبر النفق الضيق او النفث و بما ان مساحة هذا الأخير صغيرة مقارنة مع مساحة المكبس فان نوع الإبطاء يحدث في حركة المكبس الناتج عن تكديس الزيت ، مساحة النفث يمكن التحكم فيها عبر إدخال أو إخراج الإبرة الصمامة .  
الزيت المستعملة هنا هي من الزيوت العادية .



## 2.6.4 المعاييرة.

معايرة منضدة الاختبار السكوني تتم عبر استخدام ذراع يتم تعليق مجموعة من الكتل المعلمة في إحدى نهايتها و تهدف هذه العملية الى استخراج العلاقة بين القوة المطبقة من المحرك و بين شدة الانحناء الذي تبديه العارضة المرنة و شدة التوتر الكهربائي المسجل على مستوى المحول الالكتروني و هي عملية مهمة كما هو ملاحظ.  
تتم تضخيم أو تصغير القوى المطبقة من العارضة المرنة على الجهة الأخرى حسب موقعها من الوسط . انظر ( الشكل :8.4 )



شكل : 8.4 ذراع لمعايرة منضدة الاختبار السكوني

ان القوة  $F$  المسلطة من العارضة المرنة على الذراع ، يعبر عنها بالصيغة الرياضية التالية:

$$F = (L_2 / L_1) (W_a/2) + W \quad (5.4)$$

بحيث  $w$  مجموع الكتل المعلقة في نهاية الذراع ،  $W_a$  وزن الذراع ، في حين  $W_a$  و  $L_2$  و  $L_1$  مجموعة عوامل ثابتة تخص الذراع كما يمكن كتابة الصيغة السابقة كما يلي:

$$(6.4)$$

$$F = C_1 W + C_2$$

بحيث  $C_2 = C_1 W_a/2$  و  $C_1 = L_2/L_1$  .

تتم عملية المعايرة عن طريق تعليق عدة كتل معلمة في نهاية الذراع الذي يقوم بالضغط على قنطرة الجهد الكهربائي التي تعطي توتر كهربائي تزداد شدته اطرادا مع هذه القوة و يتم تسجيلها بحيث يتم تسجيل كل قيمة كتلية مع القيمة الفولطية المحصلة و يتم رسم مبيان مناسب يمثل العلاقة الخطية لشدة القوة بدلالة شدة التوتر الفولطي. وتكون العلاقة الرياضية لهذا المبيان كالتالي:

$$F = C_3 V + C_4 V^2 \quad (7.4)$$

بحيث  $C_3$  و  $C_4$  مجموعة ثوابت.

## الفصل الخامس

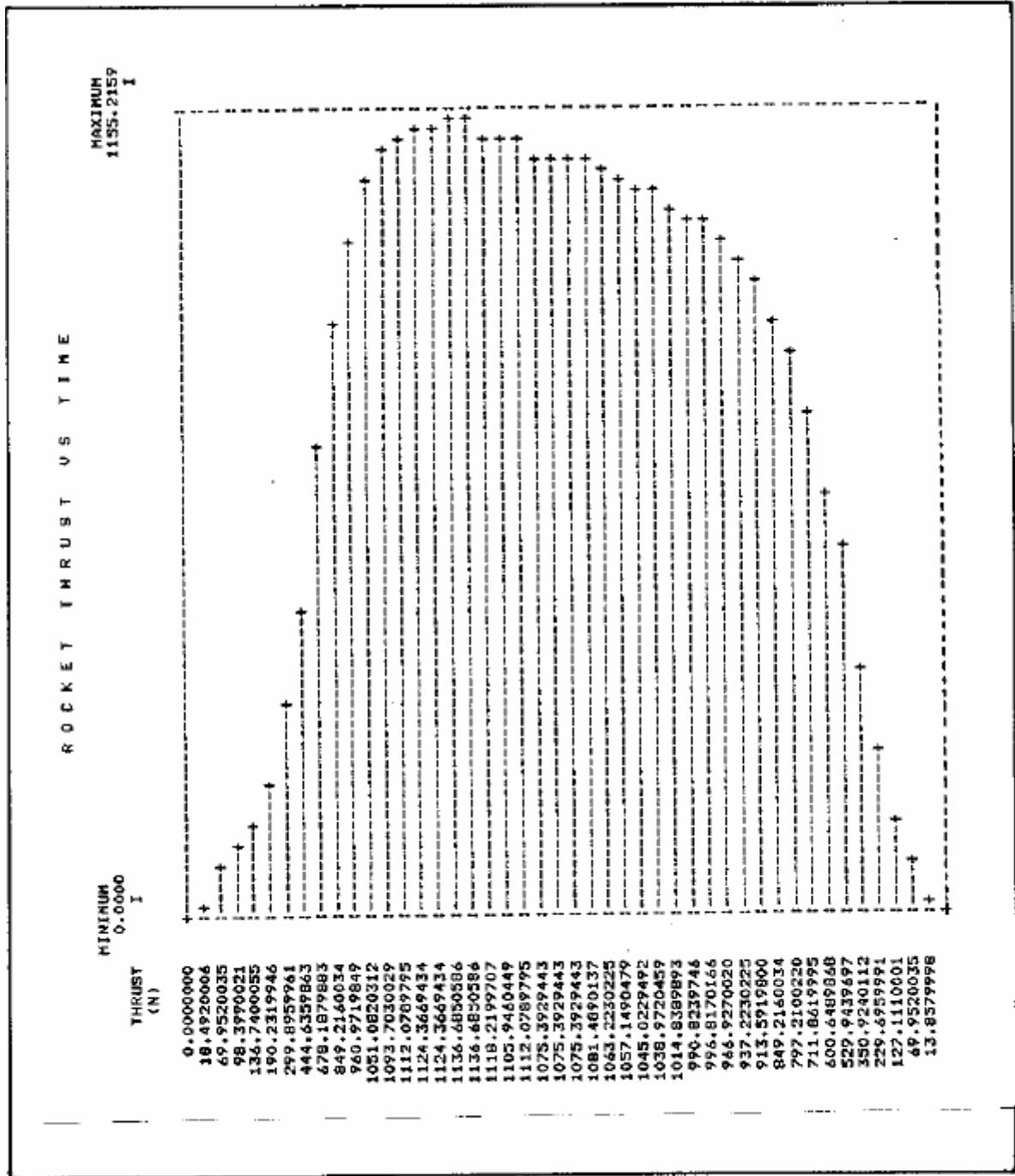
### 1.1.5 اختبار الحنجور

الشكلين (1.5) و (2.5) يمثلان المميزات الخطية للدفع بدلالة الزمن للحنجور المخروطي و المكعب و كما هو ملاحظ فان المدة الزمنية الفاصلة بين عمود و آخر تساوي 8.6 ميلي ثانية إذا كانت هناك حاجة لإجراء مقارنة فان المبيان رقم (3.5) يعطي توضيحات أكثر. و الجدول أسفله (1.5) يلخص مميزات كل من الحنجور المخروط و المكعب.

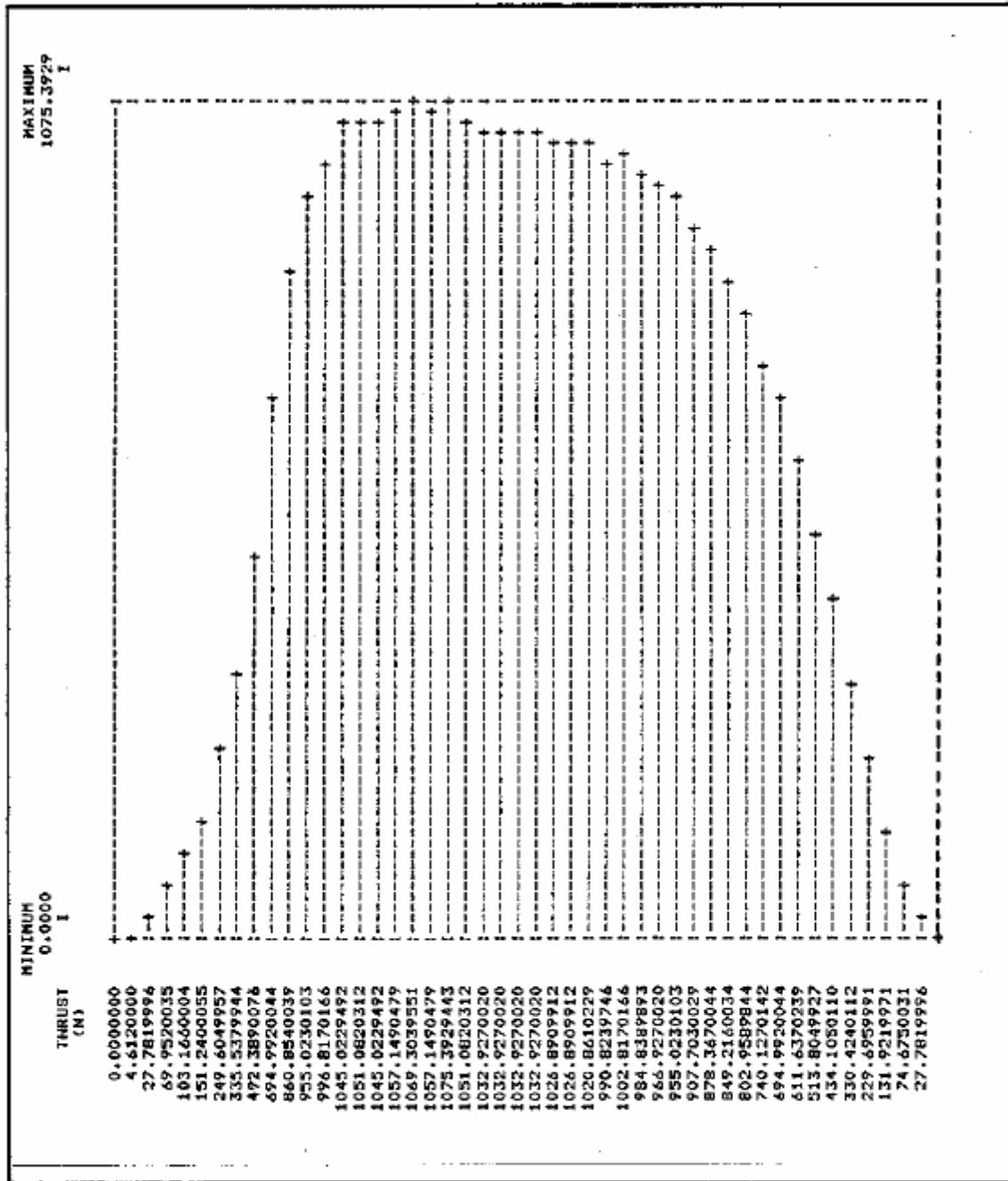
الحنجور المكعب	الحنجور المخروطي	
281	288	النبض الكلي (نيوتن-ثانية)
127.3	130.5	النبض الخاص (ثانية)
1075	1155	الدفع القصوى (نيوتن)
0.40	0.38	مدة الدفع (ثانية)
0.226	0.225	كتلة الوقود (كلغ)

جدول 1.5 : مقارنة نتائج اختبار كل من الحنجور المخروطي و المكعب الخاص بالمحرك الصاروخي.

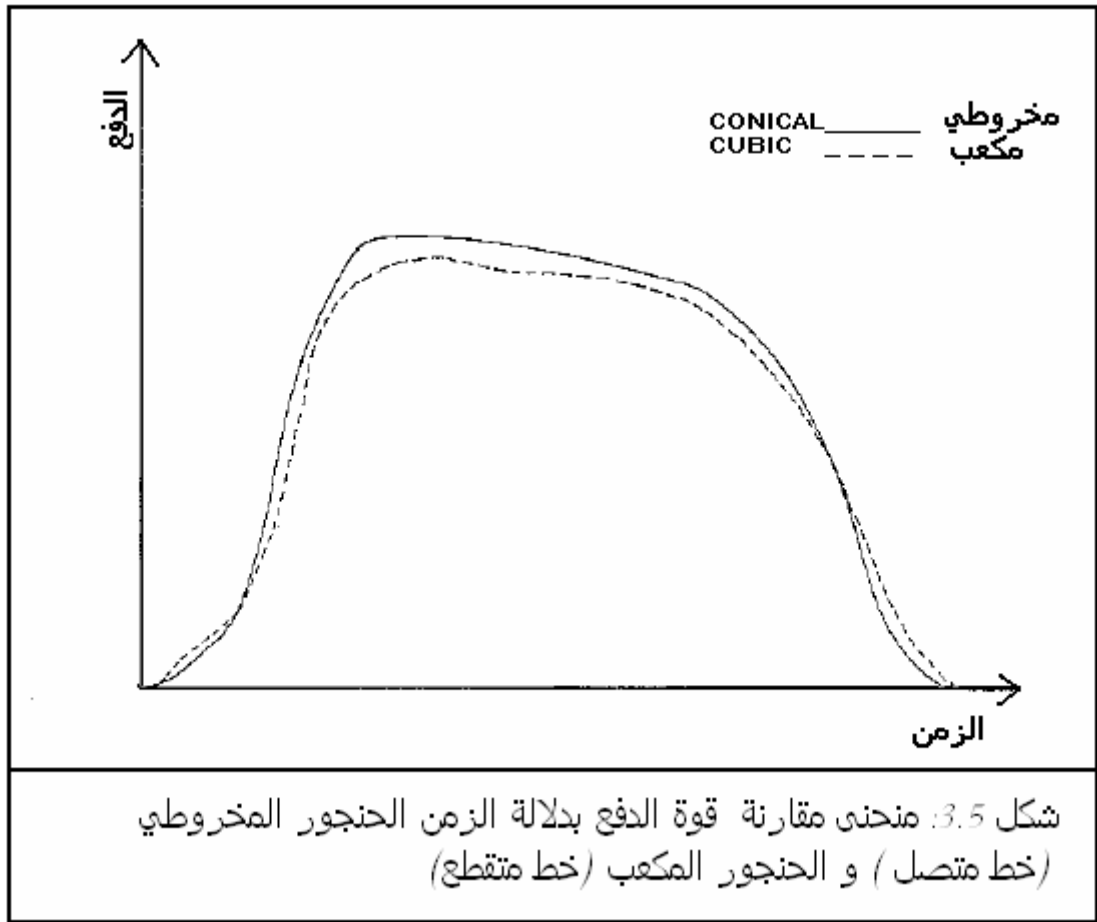
جميع التجارب و الاختبارات التي أجريت على الحنجورين تمت تحت نفس الظروف . كما تجب ملاحظة ان أي من الحناجر لم يظهر عليه أي تغير ميكانيكي خلال التجارب العشرة الأولى. و هو ما يجعل المحرك متوالي الاستخدامات.



الشكل 1.5 : منحنى القوة الدافعة بدلالة الزمن أثناء اختبار حقيقي  
لحجور مخروطي



الشكل 2.5: منحني القوة الدافعة بدلالة الزمن اثناء اختبار حقيقي لحنجور مكعب



#### 2.1.5 اختبار المحرك عند تغير نسبة المؤكسد/المختزل في الوقود.

يمثل الجدول: 2.5 قيم معدل النبض الخاص ( $I_{sp}$ ) لسلسلة من التجارب على مختلف نسب المؤكسد إلى المختزل في محرك ذو حنجور مخروطي لأنه يعتبر الحنجور النموذجي لأية مقارنة بين مختلف النسب . كما يجب ملاحظة أن تجارب أخرى قد أجريت على أنواع أخرى غير معتمدة وكانت النتائج اضعف بكثير من المحصل عليها بالحنجور المخروطي . كما تجب الإشارة أيضا أن نتائج الوقود ذو النسبة 25/75 لم يتم تسجيلها نظرا لضعف تفاعل الاحتراق الناتج عن الكمية الغالبة من المؤكسد و ظهور نواتج سائلة (كربونات البوتاسيوم) تم قذفها عبر الحنجرة أثناء الاختبار و كانت مدة الاحتراق حوالي نصف دقيقة مما يعني أن قوة الدفع الناتجة كانت غير قابلة للتسجيل.

النسبة مكس/مخ	النبض الخاص (ث)
50/50	49.9
45/55	93.6
40/60	100
35/65	106
30/70	106
25/75	----

### الجدول 2.5 مقارنة نتائج اختبارات مختلف نسب مؤكسد /مختزل.

ان نسبة 50/50 من حيث الوزن من مكونات الوقود الصلب قد أظهرت نوع من الفتور في شدة الاحتراق ، كما نتجت كميات مهمة من الكربون التصقت بجدران غرفة الاحتراق .

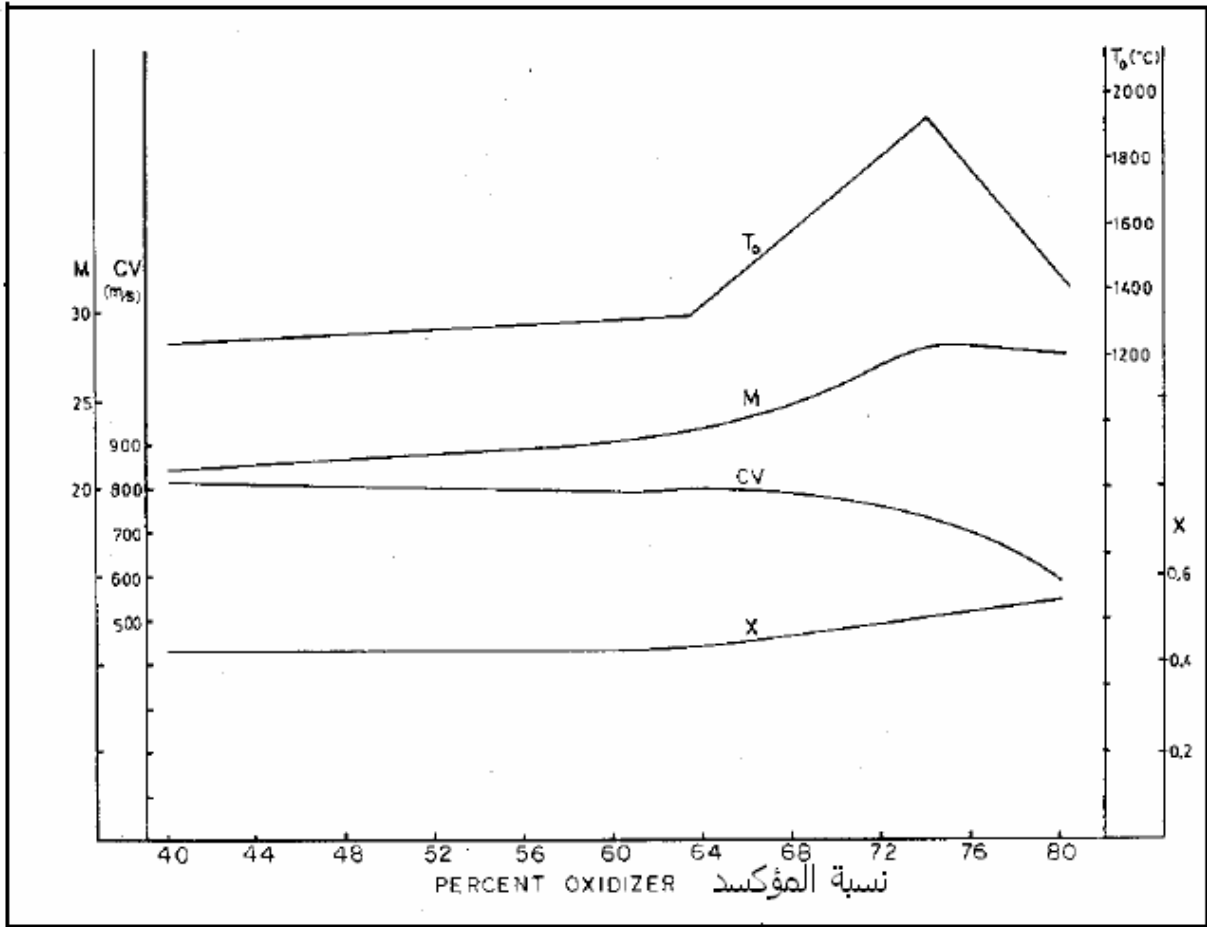
لقد تم تسجيل كل هذه الاختبارات بواسطة آلة تصوير فيديو بغرض دراسة وفحص بعديين. كما تبين انه من خلال هذه التجارب أن اللهب الناتج عن الاحتراق يتغير طوله و لونه تبعاً لنسبة المؤكسد/المختزل. ففي النسب التي يكون فيها الوقود الصلب غنياً بالمختزل (السكر) يكون اللهب صغيراً من حيث الطول وذو لون برتقالي .

أما في النسب التي يكون فيها المؤكسد غالباً (نترات البوتاسيوم) فإن اللهب يكون طويلاً و يميل لونه إلى الأرجواني الفاتح وهو ما يميز مطيافية نترات البوتاسيوم .

كما تم ملاحظة كذلك ان منطقة الحنجرة من الحنجور ترتفع درجة حرارتها كلما كانت نسبة المؤكسد اكبر إلى حدود نسبة 25/75 حيث ان الحنجرة تسخن الى درجة الاحمرار الغامق عندما تكون نسبة الوقود 50/50 و اصفر فاتح عند نسبة 30/70 عندما تكون نسبة الوقود 50/50 و اصفر فاتح عند نسبة 30/70 .

هذه النتائج التطبيقية توافق إلى حد ما النتائج النظرية المتوقعة.

الجدول أسفله (شكل: 4.5) يعطي مقارنة بين مختلف نسب المؤكسد / مختزل و الحرارة الناتجة لكل نسبة على حدة .

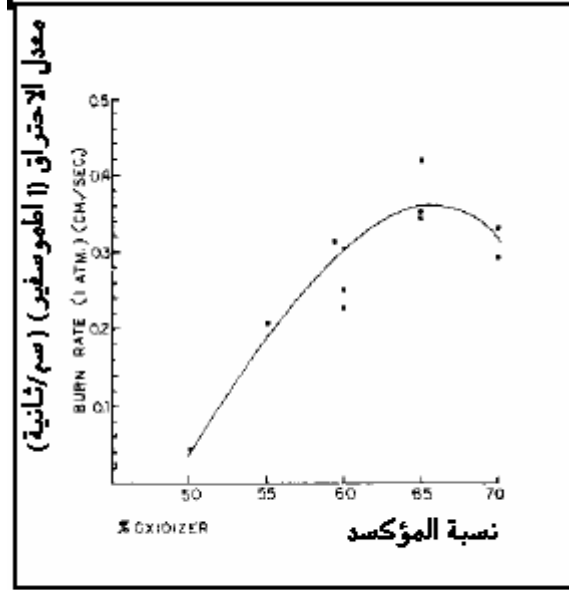


شكل 4.5 : مقارنة الخصائص النظرية للوقود الصلب

- (1) حرارة الاحتراق  $T_o$
- (2) معدل الوزن الجزيئي للغازات الناتجة ،  $M'$
- (3) مميزة السرعة،  $CV$
- (4) وزن الجزيئي للجسيمات،  $X$  .

### 3.1.5 اختبار معدل الاحتراق.

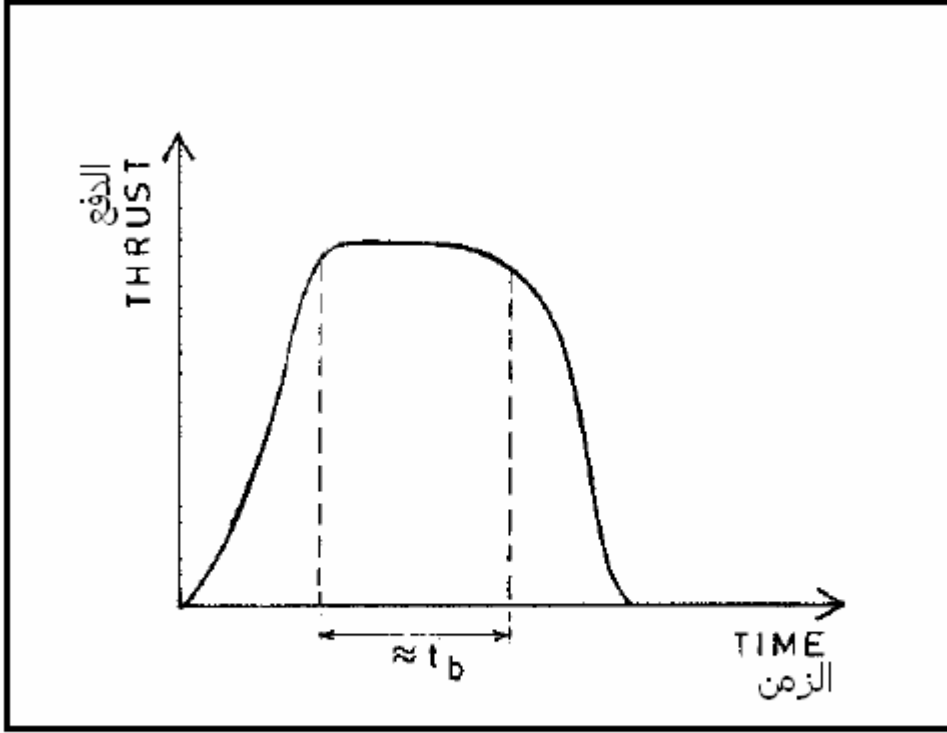
إن نتائج اختبار سرعة الاحتراق بالنسبة لنسب مؤكسد متغيرة يظهرها الشكل 5.5 كما تجب الإشارة إلى أن ظروف التجارب كلها متشابهة من الضغط و الحرارة المحيطة، بالنسبة لنتيجة اختبار نسبة المؤكسد 25/75 لم يتم تسجيلها كما تمت الإشارة إليه في الفصل السابق. كما أن هذه التجارب كانت تجرى تحت ظروف الضغط العادي و لم يتم إجرائها تحت الضغط العالي بهدف معرفة العلاقة بين سرعة الاحتراق و شدة الضغط.



**شكل 5.5: سرعة الاحتراق تحت الضغط العادي بدلالة نسبة المؤكسد**

على كل حال يمكن التنبؤ بعلاقة الضغط بسرعة الاحتراق بشكل تقريبي بالنسبة لكل من المعاملات  $a$  و  $n$  (في المعادلة 10.2) ذلك عن طريق استعمال نتائج اختبارات المحرك . و هذه الطريقة تستوجب معرفة الوقت الكافي لاحتراق الوقود الصلب تحت الظروف العادية ولكي تكون هذه الطريقة فعالة فانه من المفروض أن مساحات الاحتراق تكون تحت ضغط عال . وهو الضغط المعبر عنه ب:  $P_0$  ، وهو يمارس تأثيره عندما يكون المحرك في حالة استقرار . كما هو ملاحظ من المبيان في الشكل : 6.5 .





شكل 6.5: تقدير زمن احتراق جدار الوقود الصلب انطلاقاً من مبيان قوة الدفع بدلالة الزمن ، وهو يساوي هنا الزمن  $t_b$

عندما يكون الاحتراق من كلا الجانبين من الداخل و الخارج فان معدل الاحتراق يتضاعف و يكون تعبير ضغط الاحتراق في هذه الحالة  $P_0$  كما يلي:

$$r \Big|_{P=P_0} = \frac{R_0 - R_1}{2 t_w} = a P_0^n \quad (1.5)$$

من حيث ان  $R_0$  و  $R_1$  يمثلان الشعاع الخارجي و الداخلي على التوالي . وعند تركيب المعادلة السابقة مع نتائج تجارب الاحتراق تحت الضغط الجوي فإنها تصبح على الشكل التالي:

$$r \Big|_{P=P_{atm}} = a P_{atm}^n \quad (2.5)$$

و معادلة حالة الاستقرار الضغطي (34.3) تلخص جملة واحدة كل من العوامل  $a, n, P$  . عندما يكون الاحتراق تحت ضغط واحد اطموسفير فان معدل الاحتراق يكون كما يلي :  $r = 0.335$  سم/ث عندما يكون نسبة موك/مخ يساوي 35/65 .

باستعمال المنحنى في الشكل (5.1) و هو الخاص بتبيان شدة الضغط بدلالة الزمن يتبين أن سرعة الاحتراق يمكن أن تصل 2.22 سم/ث .

عند تطبيق المعادلة (34.3) فإن المعاملات تأخذ القيم التالية :

$$\rho_p = 1.83 \text{ g/cm}^3.$$

$$A_b = 280 \text{ cm}^2.$$

$$A^* = 0.6825 \text{ cm}^2.$$

$$K = 1.283.$$

$$T = 1620 \text{ k}.$$

إن قيمة  $A_b$  المذكورة أعلاه أكبر بنسبة 10 في المائة من القيمة المحسوبة بالمعادلة (13.2) وهذا الاختلاف ناتج عن الأخذ بعين الاعتبار بمساحة الاحتراق الحقيقية . كما أن حلول المعادلات (1.5) و (2.5) و (34.3) باستعمال القيم العددية أعلاه تجعل المعاملات تأخذ القيم التالية:

$$a = 0.85$$

$$n = 0.407$$

$$P_o = 10.5 \text{ Mpa. (1530 psia)}$$

عندما يتم إدخال المعاملات أعلاه في العبارة الرياضية الخاصة بمعدل الاحتراق (10.2) بحيث تكون وحدة  $P_o$  بالآف Mpa فإن وحدة معدل الاحتراق  $r$  يكون بالسنتيمتر/ثانية .

#### 4.1.5 معاملات الجودة

ان خصائص الجودة النظرية لمحرك ما تعتمد على نوعين من التدفق كما سبقت الإشارة إليه كما تبين النتائج الواردة في الجدول أسفله ، و هذه النتائج أجريت بواسطة حنجور مخروطي ونسبة مؤكسد مختزل 45/65 .

PARAMETER	THEORETICAL PARTICLE MODEL	THEORETICAL PARTICLE MODEL	ACTUAL VALUE
	$T_s \approx T_g \quad V_s \approx V_g$	$T_s \approx \text{const.} \quad V_s \ll V_g$	
THRUST (MAX), N.	1697	1153	1155
THRUST TIME, SEC.	—	—	0.378
$V_p$ , m/s.	1490	1621	—
$T_o$ , °C	1406	1406	1347
$P_o$ , MPa	10.55	10.55	—
$C_f$	2.36	2.00	—
$I$ , N-s.	408	226	288
$I_{sp}$ , sec.	152	103	131*
$\lambda$	0.989	0.989	—
$\xi_d$	0.998	0.998	—
$\xi_v$	—	—	0.633
$\epsilon$	—	—	0.401
			* average

جدول 2.5: مقارنة المعاملات النظرية مع الحقيقية من حيث المرودية

1.6: اختبار الحنجور

خلافًا لما يمكن توقعه ، فإن نتائج اختبار الحنجور المكعب كانت أقل من نتائج اختبار الحنجور المخروطي ، بحيث كان النبض الخاص الناتج أقل بنسبة 2.5 في المائة من النبض الخاص المخروطي ، وفي حقيقة الأمر فإن هذه الاختبارات قد أجريت لمرة واحدة فقط نظراً لضيق الوقت . و كما هو ملاحظ من الاختبار فليست هناك إمكانية لتفوق المكعب أو الهرمي على المخروطي بالإضافة إلى كون هذا الأخير أسهل من حيث التصميم والتصنيع و من ثم فالحنجور المخروطي يعتبر الخيار الأول بالنسبة لهواة إطلاق الصواريخ.

وان كانت نتائج الاختبارات الأخرى تؤكد هذا المنحى فإن الأمر يتعلق بتصميم الحنجور بحيث أن زاوية التحدب تساوي 20 درجة خلافاً للمخروطي 12 درجة إضافة إلى قصرها من حيث الطول بحوالي 17 في المائة مقارنة مع المخروطي و هذا يوافق النتائج النظرية لتدفق الجسيمات ، ففي الحناجر القصيرة يكون زمن تسارع الجسيمات قصيراً لكي تبلغ سرعة التدفق الغازي ، وهو ما يحتم بالنسبة للمحركات الصغيرة ذو كتلة جسيمات مهمة صغر زاوية التحدب من 8 إلى 10 درجة للزيادة في طول الحنجور قصد إعطاء الوقت الكافي لرفع تسارع الجسيمات . وهو أمر يحتاج لمزيد من الفحص و الاختبار قبل الأخذ به كمسلمة جاهزة.

2.6: اختبار المحرك بتغيير نسبة المؤكسد/ مختزل

إن أقصى مرد ودية يمكن أن يحققها محرك هي عند استعمال وقود غني من حيث المادة المؤكسدة ، و التجارب أثبتت أن النبض الخاص يكون قصوياً من النسبة 65 إلى 70 في المائة و كل زيادة فوق هذه النسبة يؤدي إلى خفض شديد في قيمة النبض الخاص. و هو شئ ملاحظ عند زيادة النسبة إلى 75 في المائة و كانت نتيجة الاحتراق من الضعف ما يجعلها غير قابلة للتسجيل.

تنخفض كذلك قيمة النبض الخاص عند نسبة 45/55 و لكن من الناحية النظرية تبقى قيمة النبض الخاص ثابتة من 40 إلى 70 في المائة من المؤكسد، ويعزى هذا الأمر إلى كتلة المواد الصلبة (الكربون) الملاحظة ترسبها على جدار غرفة الاحتراق و هذا ما يميز خصائص النوع الثاني من التدفق أي عندما تكون سرعة المواد الصلبة أو الجسيمات سرعة ثابتة وهو ما ينقص من قيمة النبض الخاص بمقدار  $(1-x)$  .

كما أن نقص قيمة النبض الخاص فوق نسبة مؤكسد فوق 30/70 يمكن تفسيرها كذلك بنوع التدفق الجسيمي. فعند فحص منطقة الحنجرة يتم العثور على بقايا كاربونات البوتاسيوم و هي مادة صلبة تكون سرعتها ثابتة لأن الحبيبات الكبيرة من هذه المواد المترسبة تمنع تسارع الجسيمات الى السرعة الغازية .

و يمكن تفسير تكون الحبيبات كما يلي :إثناء عملية الاحتراق تتكون كمية من كاربونات البوتاسيوم في حالة سائلة و عند اندفاعها إلى الحنجرة يقع نوع من التصادم فيما بينها ، فنتشكل حبيبات كبيرة تلعب دور المبطن بالنسبة للغازات الأخرى أو قد تخرج عبر الحنجرة .

من خلال ما سبق يتضح أن المجال الجيد الذي يمكن أن يتخذه المؤكسد يمتد من نسبة 55 إلى 70 في المائة. والحرارة الناتجة في هذا المجال توافق النتائج النظرية للتطور الحراري. والنسبة الأكثر تداولاً من قبل مستعملي الصواريخ هي 35/65 وقد أثبتت كفاءتها وخصوصاً من حيث الحفاظ على السطح الأملس للحنجور و كذلك من حيث المشاكل الأخرى المحتملة.

بقي أن نشير إلى أن النسبة المذكورة أعلاه هي أحسن نسبة يكون فيها الوقود سهل الإعداد لأنه كلما كان الوقود غني بالسكر إلا وزادت سهولة إعداده.

### 3.6 اختبار معدل الاحتراق.

من خلال نتائج اختبار معدل الاحتراق يتبين أن هذا الأخير يتأثر بشكل حساس لنسبة المؤكسد /مختزل ومرة أخرى تثبت التجارب أن أحسن معدل هو الذي يكون فيه المؤكسد /مختزل بنسبة 35/65 من الوقود الصلب ، في ما يخص المحركات الصغيرة يستحسن أن تكون معدل الاحتراق مرتفعة بهدف الرفع من القوة الدافعة ، و يتم ذلك عن طريق الزيادة في مساحة الاحتراق البدئية .

كما أن تضيق من مساحة الحنجرة يزيد من قوة الدفع ، ولكن، هذا التضيق إذا زاد عن الحد المسموح به قد يؤدي إلى نوع من الاختناق و بالتالي إنقاص من قوة الدفع ونكون قد سقطنا في النقص من حيث نريد الكمال.

و الزيادة في مساحة الاحتراق البدئية تكون بتشكيل الثقب الوسطي لقوالب الوقود الصلب وفق أحد الأشكال المقترحة في الفصل 2.2.3 كما تتم هذه العملية أيضاً عن طريق الرفع من نسبة طول القالب / مساحة الثقب وأن كانت كل هذه الطرق تزيد من تعقيد إعداد الوقود الصلب .

### 4.6 معاملات الجودة.

من خلال الجدول 2.5 , يمكن ملاحظة أن هناك اختلاف في نتائج الدفع النظرية على مستوى نماذج تدفق الجسيمات , ففي الحالة الثانية التي يفترض فيها أن تكون الجسيمات ذات تسارع ضعيف , تكون قوة الدفع الناتجة أقل بنسبة 32 في المائة من الحالة الأولى التي يفترض فيها أن جميع الجسيمات تكون ذات تسارع يساوي التسارع الغازي. و نتيجة هذا الاختلاف البين , فإن اختيار هذا النموذج من ذلك يؤثر بشكل مهم على قيمة القوة الدافعة . و شروط التدفق الجسيمي الحقيقي تحتاج إلى دعم النموذجين , لأن المراد ودية المنتظرة توجد على الحد الفاصل بين النموذجين. كما تجب الإشارة إلى صعوبة نمذجة التدفق الحقيقي

## الفصل السابع : النتائج

ان الأبحاث النظرية بالخاصة بأمر جودة محرك الصاروخ التي تم اجراءها اعتمدت على قياس نتائج نموذجي التدفق , و النتائج الحقيقية المتوصل اليها بواسطة الاختبارات و القياسات كانت توافق النتائج النظرية الحسابية. وهو ما يؤكد على اهمية دراسة نموذجي التدفق بالنسبة للمحركات الصغيرة.

كما ان التحاليل النظرية تؤكد ان جودة الوقود الصلب تبقى ثابتة على مجال واسع من نسبة المؤكسد/مختزل ، ولكن هناك عوامل اخري يجب مراعاتها قد تؤثر في جودته و يتعلق الامر بمعدل الاحتراق و كيفية الاعداد و تبقى نسبة 35/65 هي احسن نسبة مؤكسد مختزل . فيما يتعلق بالحنجور فان الأبحاث أثبتت أن المخروطي الشكل يعتبر احسن من المكعب لا من حيث سهولة التصنيع ولا من حيث المردودية و الفعالية، كما يمكن تقليص من زوايا التحذب و التفرع في تصميم الحنجور تساهم في زيادة طفيفة في قوة المحرك.

يمكن المبيان الخطي الذي يعطي العلاقة بين قوة الدفع و الزمن من التنبؤ بشدة التسارع و السرعة و الارتفاع القصوي الذي من الممكن ان يحققها الصاروخ اثناء أي طيران حقيقي .

### توصيات

1. قبل أي اطلاق حقيقي لصاروخ ما يجب اجراء مجموعة من القياسات مثل الضغط داخل حجرة الاحتراق و ذلك باستعمال قياس ضغط مناسب قصد الحصول على مبيان الضغط بدلالة الزمن و هو ما يمكن من معرفة سرعة الاحتراق.
2. يمكن اجراء مزيد من الأبحاث بهدف تطوير معدات قياس اخرى و خصوصا قياس ضغط الحجرة.
3. محاولة تقليص احتكاك الجسيمات عن طريق تطوير تصاميم الحنجور .
4. دراسة نموذجي التدفق قصد الحصول على افضل النتائج في ما يخص الدفع . كما يمكن تطوير برنامج حاسوبي يمكن من حل معادلات الحركة والمسار وتحديد النقطة الارتفاع القصوية و غيرها و مقاومة الرياح الناتجة عم سرعة الصاروخ و كذلك الكتلة الدنوية لهيكل الصاروخ و علاقتها بقوة الدفع و الارتفاع المتوخى من اطلاق الصاروخ.

جدول الرموز و معناها بالانجليزية و ما يقابلها بالعربي

ENGLISH	الرمز symbol	العربي ARABIC
Burnrate coefficient	a	معامل سرعة الاحتراق
Acoustic velocity	a <sub>1</sub>	سرعة الصوت
area	A	المساحة
Burning area	A <sub>b</sub>	مساحة الاحتراق
Analogue /digital	A/D	تشابهي /رقمي
Adiabetic flame temperature	AFT	حرارة التفاعل الداخلي
Critical thraot area	A*	مساحة الحرجة للحنجرة
Effictive exhaust vilocity	c	سرعة الخروج الفعلية
celsius	C	سيلسيوس
Coefficient of thrust	C <sub>f</sub>	معامل الدفع
Specific heat at constant pressure	C <sub>p</sub>	الحرارة الخاصة عند ضغط ثابت
Specific heat at constant solid (liquid)	C <sub>s</sub>	الحرارة الخاصة للوقود الصلب
Specific heat at constant volume	C <sub>v</sub>	الحرارة الخاصة عند حجم ثابت
Characteristic velocity	CV	خاصية السرعة
Grain inside (bore) diameter	D <sub>i</sub>	القطر الداخلي لقالب الوقود الصلب
Grain outside diameter	D <sub>o</sub>	القطر الخارجي لقالب الوقود لصلب
Energy conversion efficiency	e	معامل جودة التحول الطاقى
Mass friction	f	كتلة التناقص
thrust	F	الدفع
Acceleration gravity	g	تسارع الجاذبية
enthalpy	h	الانثالبية
Enthalpy of formation	H <sup>o</sup> <sub>f</sub>	انثالبية التكون
Tatal impulse	I	النبض الكلى
Specific impulse	I <sub>sp</sub>	النبض الخاص
Ratio specific impulse	k	معدل الحرارة الخاصة
kelvin	K	كيلفن
Grain lenth	L	طول القالب
Mass flowrate	m'	معدل تدفق الكتلة
Gas mass flowrate	m' <sub>g</sub>	معدل تدفق الغاز
Particule (solid)	m' <sub>s</sub>	معدل تدفق كتلة الجسيمات

Melting point	m.p.	درجة الانصهار
Mach number	M	عدد ماخ
Molecular weight	M'	الوزن الجزيئي
Burnrate exponent	n	القيمة الاسية لمعدل الاحتراق
newton	N	نيوتن
Oxidiser/feul	O/F	مختزل/مؤكسد
pressure	P	الضغط
Ambient pressure	P <sub>a</sub>	الضغط الجوي
Nozzle exit pressure	P <sub>e</sub>	ضغط الخروج من الحنجرة
Stagnation pressure	P <sub>o</sub>	ضغط الركود
burnrate	r	معدل الاحتراق
Molar gas constant	R	الثابتة المولية للغازات
Universal gas constant	R'	الثابتة العالمية للغازات
time	t	الزمن
burntime	t <sub>b</sub>	مدة الاحتراق
temperature	T	الحرارة
Stagnation tempurature	T <sub>o</sub>	حرارة الركود
velocity	v	السرعة
Nozzle exit velocity	v <sub>e</sub>	سرعة الخروج من الحنجور
Gas velocity	v <sub>g</sub>	سرعة الغاز
Particule (solid) velocity	v <sub>s</sub>	سرعة الجسيمات
Chamber volume	V <sub>c</sub>	حجم الحجرة
Particule (solid) mass fraction	X	الكتلة الناقصة من الجسيمات
Divergence angle	$\alpha$	زاوية التقعر
Discharge coefficient	$\zeta_d$	معامل التفريغ
Velocity coefficient	$\zeta_v$	معامل السرعة
Divergence correction factor	$\lambda$	معامل تصحيح التقعر
density	$\rho$	الكثافة
Gas density	$\rho_g$	كثافة الغاز
Propellant density	$\rho_p$	كثافة الوقود الصلب
Stagnation density	$\rho_o$	كثافة الركود
micrometre	$\mu$	ميكرومتر

## REFERENCES : المراجع

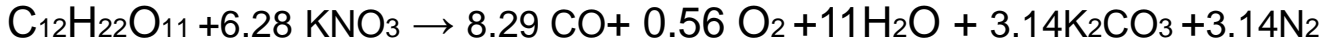
1. Lancaster, O.E., ed. Jet Propulsion Engines. Princiton, N.J : Princeton University Press , 1959. Section H : Solid Propellant Rockets , by bartley, C.E. and Mills, M.M.,p.163 .
2. Sutton , G.P. and Ross , D.M., Rocket Propulsion Elements, 4th. Ed ., New York : John wiley and Sons, 1976. p.47.
3. Johnson , C.A. ed ., Encyclopedia of Chemical reactions , 2<sup>nd</sup> .ed., New York : Reinhold Publishing Corp., 1953.
4. McKinnon , D.M., Private Communication, Organic Chemistry Departement , University of Manitoba .1984.
5. Smith J. and Stinson, Fuels and Combustion , Maple Press,p.100.
6. Van Welen , G.J. and Sonntag , R.E., Fundamentals of Classical Thermodynamics, 2<sup>nd</sup> .ed., New York : John Wiley And sons, 1978. p.502.
7. Free, B.A. and Sarner, S.F., 'A Rapid method For Estimation of Specific Impulse' , ARS Journal, January , 1959.
8. Gventert , E.C. and neumann, H.E. , ' Design of Axisymmetric Exhaust Nozzle by Method of charactersitics Incorporating a Variable Isentropic Component', NASA TR R-33. 1959.
9. Oliver , R.C. and Stephanov, S.E., '  $\gamma$  Large or small ' . ARS Journal, Oct .1961.
10. Sutton , G.P., Rocket Propulsion Elements , p.396.
11. The Merck Index Of Chemicals and Druss, 6th ed.,1952.
12. Ibid
13. Fox, R.W. and McDonald, A.T., Introduction to Fluid Mechanics, 2<sup>nd</sup> .ed., new York : John Wiley and Sons, 1978. p.490
14. Sutton ,G.P., Rocket Propulsion Elements ,p.36.
15. Griffin , D.N., Turner,C.F., and Angeloff, G.T., 'A ballistic Bomb Method For Determination the Experimental Perfomance of Rocket Propellants', ARS Journal, Jan.1959.



16. Lancaster , O.E., ed., Jet Propulsion Engines.p.578.
17. Free,B.A. and sarner, S.F., 'A rapid Method of Estimation fo Specific Impulse'.
18. Hill,P.G. and Peterson,C.R., Mechanics and Thermodynamics of Propulsion. Reading Mass. : Addison- wesley publ.co. Inc. p.385.
19. Von Karman,T. and Malina, ' The Analogy between Fluid Friction And Heat Transfer', Am. Soc.Mech.Engrs., 1939.
20. Lancaster,O.E., ed., Jet Propulsion Engines.p.578.
21. Gilbert ,M., Allport ,J.,and Dunlap,R.,'Dynamics of Two-Phase Flow In Rocket Nozzles', ARS Journal, Dec.1962.
22. Hill,P.G. and Petreson ,C.R., Mechanics and Thermodynamics of Propulsion.,p.421.
23. Brown,B.,'particule Velocity Lag in Metalized Propellants ' . Detonation and Two-Phase Flow.N.Y. :Academic Press.
24. Hoglund,R.E.,' Recent Advences in gas-Particle Nozzle Flows' ARS Journal. May, 1962.
25. Ibid.
26. Farley ,J.M. and Cambell ,C.E., ' Performance of Several Method Of Characteristics Exhaust Nozzles " , NASA TN-D243
27. Guentert, E.C. and Neumann,H.E.,' Design of Axisymmetric Exhaust Nozzles By Method of Characteristics Incorporating a Variable Isentropic Component ' Journal of Fluids Engineering , March 1976.p.61
28. Journal of Fluids Engineering , March 1976.p.61
29. Kliegel,J.R. and Nickerson ,G.R.,' Flow of Gas-Particle Mixtures In Axially Symmetric Nozzles", Detonation and Two Phase Flow. N.Y. : Academic Press 1962.
30. Faires, V.M., Design of machine Elements , 4th ed.N.Y. : Collier Macmillan Ltd.,1965.p.564
31. Brown, T.L. and LeMay, H.E., Chemistry : The Central Science Englewood Cliffs,N.J. : prentice- Hall Inc ., 1977.p.102
32. Weast ,R .C. , ed .-in-chief, Handbook of Chemistry and Physics 54 th ed. CRC Press
33. Van Wylen, G.J. and Sonntag, R .E., Fundamentals of Classical Thermodynamics . Table A. ii

الملحق : APPENDIX A

حساب درجة حرارة تفاعل الاحتراق في المعادلة ادناه:



بحيث يفترض في هذه المعادلة ان تكون جميع الظروف مثالية:

$$H_r = H_p \text{ بحيث}$$

$$\sum_R n_i [\bar{h}_f^\circ + \Delta\bar{h}]_i = \sum_P n_e [\bar{h}_f^\circ + \Delta\bar{h}]_e$$

و الجدول اسفله يعطي القيمة الانثالية لكي ناتج على حدة:

المكونات	الحالة	قيمة الانثالية $\bar{h}_f^\circ$ (kJ/kmol)	مرجع
C <sub>12</sub> H <sub>22</sub> O <sub>11</sub>	صلب	-2.222.10	[31]
KNO <sub>3</sub>	صلب	-493.205	[32]
CO	غاز	-110.529	[33]
CO <sub>2</sub>	غاز	-393.522	[33]
H <sub>2</sub> O	غاز	-241.827	[33]
K <sub>2</sub> CO <sub>3</sub>	سائل	-1.146.835	[32]
N <sub>2</sub>	غاز	000	----

ان قيم  $\Delta h$  تساوي الصفر بالنسبة للمواد المتفاعلة اما بالنسبة للمواد الناتجة فهي موضحة في الجدول اعلاه , باستثناء K<sub>2</sub>CO<sub>3</sub> فان قيمتها تستخرج من العبارة :

$$\Delta\bar{h} = \int_{T_1}^{T_2} \bar{C}_p dT + \bar{h}_{tr}$$

بحيث :  $C_p = 0.0948 T + 94.25 \text{ KJ/mol-k}$  [32]

و  $\Delta h^-_{tr} = 27.633 \text{ KJ/Kmol}$  [32]

و هو ما يؤدي الى :

$$\Delta h^- = [(0.0474 T^2 + 94.25 T) - 32.296] + 27.633 \text{ kJ/kmol.}$$

و عند استعمال القيم اعلاه في عبارة الانتالبية الخاصة ب كاربونات البوتاسيوم نحصل على الصيغة التالية:

$$8.29(\Delta h^-_{CO}) + 0.564 (\Delta h^-_{CO_2}) + 11(\Delta h^-_{H_2O}) + 3.14(0.0474 T^2 + 94.25 T) + 3.14 (\Delta h^-_{N_2}) - 2.099.714 = 0$$

و تحل هذه المعادلة عند درجة حرارة :  $T=1681 \text{ k}$

## الملحق B APPENDIX

بغرض تحديد قيمة معدل الحرارة الخاصة  $k$  لتدفق غازي عبر الحنجور عند نسبة 35/65 من المؤكسد و المختزل و عند ضغط  $P_o=10.55 \text{ MP}_a$   
 $P_e= 0.101 \text{ MP}_a$   
 $T_o= 1629 \text{ k}$ .

تستعمل العبارة التالية :

$$C_P = \frac{n_i}{n_t} C_{P_i} + \frac{n_j}{n_t} C_{P_j} + \frac{n_k}{n_t} C_{P_k} + \dots$$

و يمكن التعبير عن  $C_p$  كدالة للحرارة لكل ناتج على حدة كما يلي :

$$\text{CO: } C_P = 69.145 - 0.7046 \theta^{0.75} - 200.77 \theta^{0.5} + 176.76 \theta^{-0.75}$$

$$\text{CO}_2 : C_P = -3.736 + 30.529 \theta^{0.5} - 4.1034 \theta^2 + 0.024198 \theta^2$$

$$\text{H}_2\text{O: } C_P = 143.05 - 183.54 \theta^{0.25} + 82.751 \theta^{0.5} - 3.6989 \theta$$

$$\text{N}_2 : C_P = 39.060 - 512.79 \theta^{-1.5} + 1072.7 \theta^{-2} - 820.4 \theta^{-3}$$

بحيث  $B=T/100$  صالحة في المجال  $300 \text{ k}$  الى  $3500 \text{ k}$ .

وتعبير  $K$  هو  $k=C_p/(C_p-R')$  و  $R'$  تمثل الثابتة العالمية للغازات.  
 ومن ثم تصبح العبارة اعلاه كمايلي:

$$C_P = \frac{1}{23} ( 8.29 C_{P_{\text{CO}}} + 0.564 C_{P_{\text{CO}_2}} + 11 C_{P_{\text{H}_2\text{O}}} + 3.14 C_{P_{\text{N}_2}} )$$

و باستعمال عبارة الانثروبيا الداخلية :

$$T_e = T_o \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

نتمكن من تحديد حرارة التدفق الغازي على مستوى الحنجرة. و الحرارة الخاصة يمكن حسابها عند  $T_o$  و  $T_e$  ومنه يمكن الحصول على المعدل الحراري بالصيغة التالية:

$$\text{Avg. } C_p = (C_{pT_o} + C_{pT_e})/2$$

اما قيمة معدل  $k$  يمكن تحديدها من العبارة التي تربط  $C_p$  ب  $k$  و نفس القيمة التي تمكن من تحديد  $T_e$  , جميع القيم المطلوبة معروضة في الجدول اسفله.

$T_o$	$T_e$	Avg. $C_p$	Avg. $k$
1620	----	41.97	1.247
1620	646	38.05	1.280
1620	588	37.76	1.282
1620	583	37.74	1.283
1620	583	-----	-----

كما ان قيمة  $T_e$  بلغت قيمة ثابتة و من ثم تكون قيمة  $k=1.283$  بالنسبة لتدفق غازي على مستوى الحنجرور.

## الملحق : C APPENDIX

ان اشتقاق العبارة  $V_e$  لنموذجي التدفق عند ما تكون .  
 يمكن اعتبار التدفق الجامد عند ما تتكون الجسيمات داخل غرفة الاحتراق بدون أي تطور في الوزن الكلي للوقود . وتحت هذه الظروف تكون قيمة كل من  $m^{\circ}_g$  و  $m^{\circ}_s$  ثابتة على مستوى الحنجور و عن طريق تطبيق علاقة مجموع العزوم تكون النتيجة كما يلي :

$$-A dP = m^{\circ}_s (v_s + dv_s) + m^{\circ}_g (v_g + dv_g) - m^{\circ}_s v_s - m^{\circ}_g v_g \quad (1)$$

بحيث تكون  $A$  مقطع من مساحة عند النقطة المحددة بحيث تكون قيم كل من  $m^{\circ}_g$  و  $m^{\circ}_s$  كما يلي

$$m^{\circ}_s = \rho_s A v_s \quad \text{و} \quad m^{\circ}_g = \rho_g A v_g \quad (2)$$

و عند تجميع هاتين المعادلتين نحصل على:

$$-dP = \rho_s v_s dv_s + \rho_g v_g dv_g \quad (3)$$

معادلة حالة الاستقرار الانثروبي الخاص بالتدفق تمكن من ربط انثالبية كل من الجسيمات و الغازات و الطاقة الحركية كما يلي:

$$m^{\circ}_s (C_s dT_s + v_s dv_s) + m^{\circ}_g (c_p dT_g + v_g dv_g) = 0 \quad (4)$$

عند استعمال الكتلة الناقصة  $X$  من الجسيمات يمكن اعادة كتابة هذه المعادلة كما يلي:

$$X C_s dT_s + (1-X) C_p dT_g + X v_s dv_s + (1-X) v_g dv_g = 0 \quad (5)$$

ومن المعادلة (3) نحصل على ما يلي :

$$v_s dv_s = - \frac{dP}{\rho_g} - \frac{\rho_s}{\rho_g} v_s dv_s = - \frac{dP}{\rho_g} - \frac{X}{1-X} v_s dv_s \quad (6)$$

و عند ادخال هذه العبارة في المعادلة (5) نحصل على

$$\frac{X}{1-X} C_s dT_s + C_p dT_g + \frac{X}{1-X} (v_s - v_g) dv_s = - \frac{dP}{\rho_g} \quad (7)$$

و حل هذه المعادلة يتطلب معرفة التحول الحراري و عملية المقاومة قصد التعبير عن  $T_s$  و  $V_s$  في جميع احوال التدفق . وعند الاخذ بعين الاعتبار بالتحول الحراري السريع ( $T_s=T_g$ ). و مقاومة الجسيمة مقاومة كبيرة ( $V_s=V_g$ ). إذاك يمكن إيجاد حل محدود و من ثم تصبح المعادلة على الشكل التالي:

$$\left( \frac{X}{1-X} C_s + C_p \right) dT = - \frac{dP}{\rho_g} \quad (8)$$

مع افتراض ان الغازات مثالية  $P_s=P/RT$ , ومنه تصبح المعادلة:

$$\left\{ \frac{[X(1-X)] C_s + C_p}{R} \right\} \frac{dT}{T} = - \frac{dP}{P} \quad (9)$$

و التكامل من ظروف الاستقرار الى ظروف الخروج يعطي المعادلة :

$$m = r / ([X(1-X)] C_s + C_p) \quad \text{بحيث} \quad T_e/T_o = (P_e/P_o)^n$$

ومن هذه الظروف تصبح المعادلة (5) كما يلي:

$$[X C_s + (1-X) C_p] dT + v dv = 0$$

بحيث يمكن اجراء تكامل على هذه المعادلة لكي تعطي القيمة  $V_e$  بدلالة  $T_o$  و  $T_e$ , من حيث ان :

$$C_p = kR/(k-1) :$$

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

$$m = \left[ \frac{X C M'}{(1-X) R'} + \frac{k}{k-1} \right]^{-1} \quad \text{بحيث :}$$

## الملحق : APPENDIX D

ان الاشتقاق من من عبارة القوة الدافعة **F** في حالة نموذجي التدفق  $T_s=T_g$  و  $V_s=V_g$  يكون في هذه الحالة معدل التدفق الكتلي عبر الحنجور كما يلي :

$$m_s = \frac{A P_o^*}{\sqrt{R T_o}} \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

و عند ما تكون جميع الجسيمات في حالة تسارع عبر الحنجور تكون في هذه الحالة عبارة الكتلة الكلية للتدفق الغازي كما يلي:

$$m^o = m^o_g + m^o_s$$

$$m^o_s / m^o_g = x / 1-x$$

**بحيث :**

وهو ما يعطي:

$$m_s = m_s + m_s \frac{x}{1-x} = m_s \frac{1}{1-x}$$

المعادلة (1) يمكن ان تعبر عن الكتلة الكلية بدلالة التدفق الغازي :

$$m_s = \frac{1}{1-x} \frac{A P_o^*}{\sqrt{R T_o}} \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

بحيث ان :

$$F = m^o v_e + (P_e - P_a) A_e$$

و عند استعمال الاشتقاق السابق  $v_e$  (في الملحق c) يمكن كتابة معادلة القوة كما يلي:

$$F = A P_o^* \frac{1}{1-x} \sqrt{\frac{2 k M'}{R'} \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[ X C_s + \frac{(1-x)k R'}{(k-1) M'} \right] \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^m \right]}$$

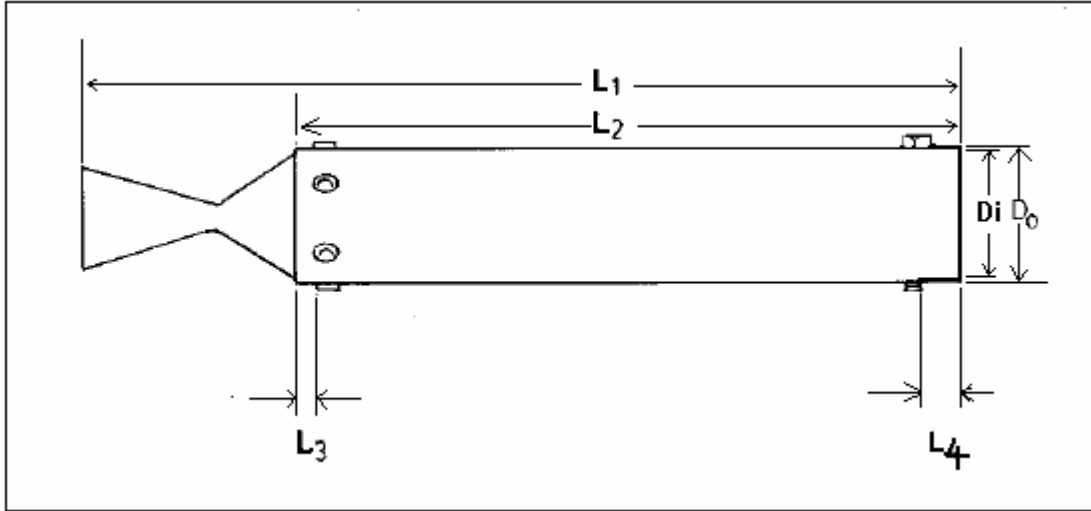
$$m = \left[ \frac{X C M'}{(1-x) R'} + \frac{k}{k-1} \right]^{-1}$$

و



## الملحق: APPENDIX E

تصميم و خصائص محرك الصاروخ:



$$L_1 = 24.6 \text{ cm} .$$

$$L_2 = 18.6 \text{ cm} .$$

$$L_3 = 0.5 \text{ cm} .$$

$$L_4 = 0.65 \text{ cm} .$$

$$D_o = 3.795 \text{ cm} .$$

$$D_i = 3.495 \text{ cm} .$$

\* سمك جدار غرفة الاحتراق = 1.5 mm

\* مادة جدار غرفة الاحتراق : انبوب من الفولاذ.

\* لولب الامان : 16/3 انش \* 2/1 انش , درجة 6.

قوة التوتر :

قوة تحمل الكسر :

كما ان ضغط غرفة الاحتراق  $P'$  من المفروض ان يكسر لولب الامان.

$$P' = 2S_s(D_b/D_i)^2 = 17 \text{ MPa} .$$

بحيث ان  $D_b$  يمثل قطر لولب الامان.

ضغط غرفة الاحتراق من المفروض ان يفجر او يفتق الغرفة هو بمقدار  $P''$

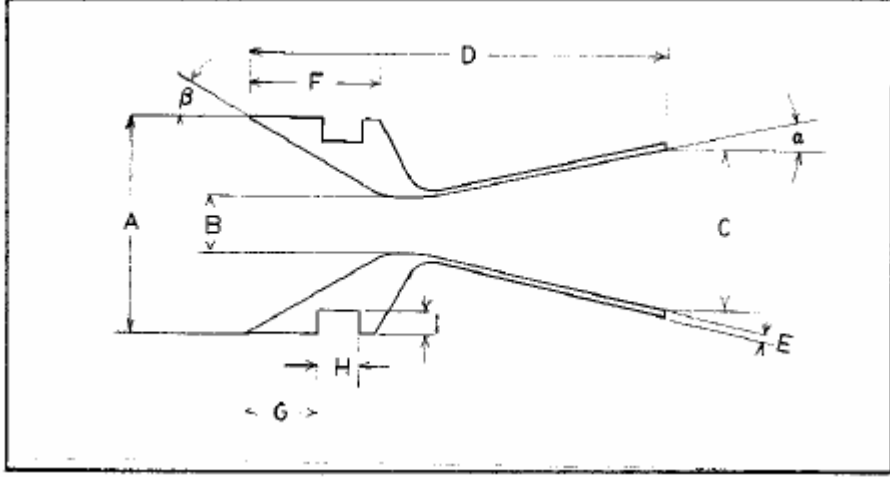
$$P'' = 2S_u t / D_i = 35 \text{ MPa} .$$

بحيث ان  $S_u$  يمثل قوة تحمل الغرفة.

و الضغط العادي الذي يكون في الغرفة اثناء الاحتراق = 10.55 MPa

## APPENDIX E : الملحق

تصميم الحنجور المخروطي:



الأبعاد بالسنتيمتر:

A : 3.50

I : 0.35

B : 0.932

C : 2.68

$\alpha$  :  $12^\circ$

D : 6.8

$\beta$  :  $30^\circ$

E : 0.08

F : 2.2

G : 1.2

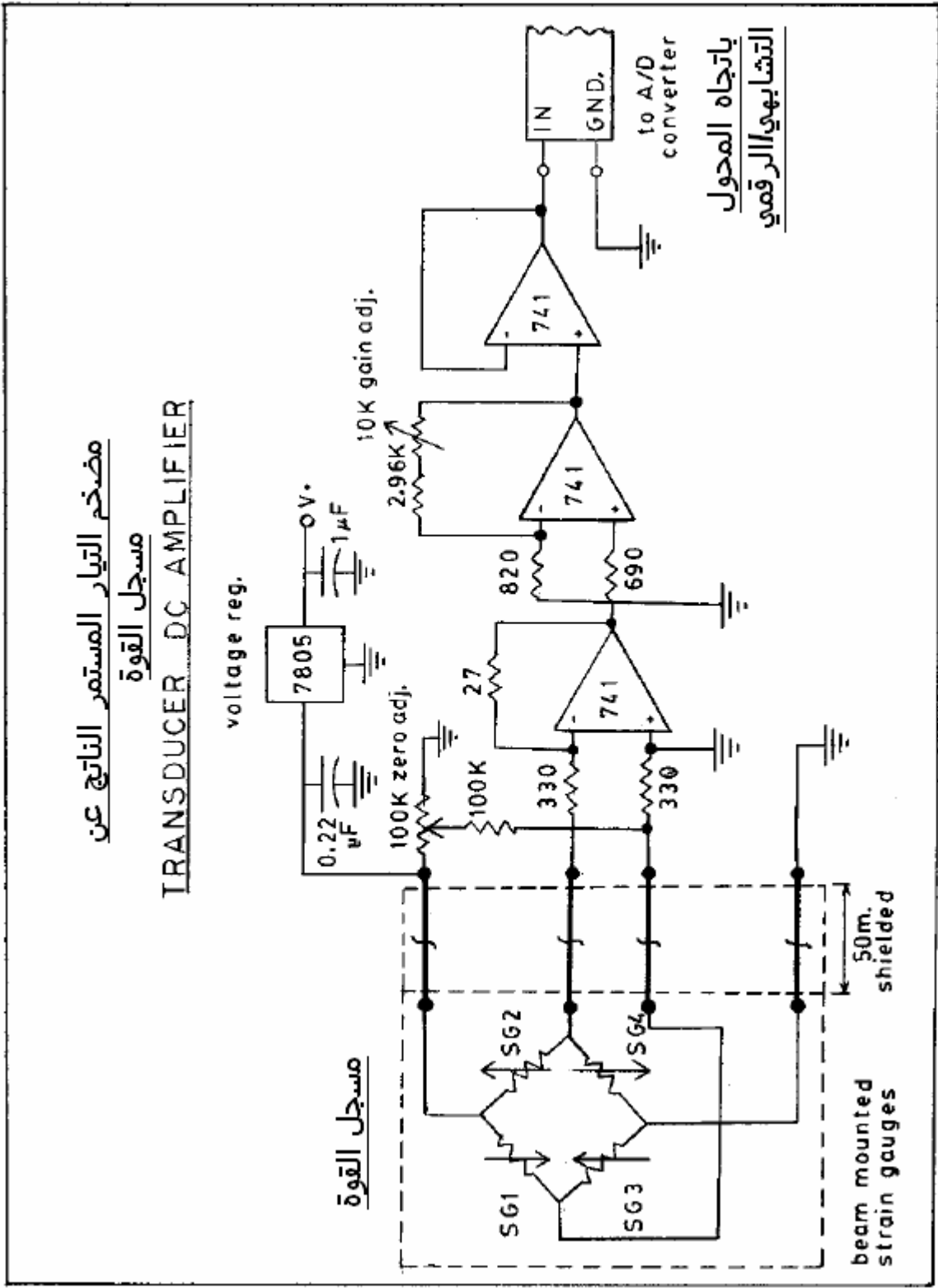
H : 0.70

نسبة التمدد: 1 : 8.28

المادة: الفولاذ.

المساحة الداخلية: مصقولة.

التركيب الالكتروني الخاص بمسجل القوة والمضخم.



## فهرس

3.....اهداء:

4.....كلمة المترجم:

### الفصل الاول:

5.....مدخل

5.....محرك الصاروخ

5.....الوقود الصلب

6.....التجارب

### الفصل الثاني:

7.....النظرية

7.....صاروخ الوقود الصلب

8.....الوقود

8.....المكونات

8.....الاحتراق

13.....حبيبات الوقود

### الفصل الثالث:

17.....نظرية الحنجور

17.....التدفق الحنجوري

21.....معاملات جودة الصاروخ

22.....معامل الدفع

23.....مميزات سرعة الانفلات الغازي

24.....النبض

25.....ضغط الحجرة

27.....تصحيحات أطوار التدفق

30.....تصحيحات الحنجور الحقيقي

### الفصل الرابع:

32.....تقنية التجريب

32.....المحرك

33.....الخصائص المظهرية للحنجور المكعب

34.....إعداد الوقود الدافع

35.....تغير نسب المؤكسد و المختزل

35.....اختبار معدل الاحتراق

36.....	الاختبار السكوني للمحرك
37.....	بناء منضدة الاختبار السكوني
41.....	المعايرة

#### الفصل الخامس:

42.....	اختبار الحنجور
48.....	اختبار معدل الاحتراق
50.....	معاملات الجودة

#### الفصل السادس:

51.....	مناقشة النتائج
51.....	اختبار الحنجور
51.....	اختبار المحرك بتغير نسبة المؤكسد/ مختزل
52.....	اختبار معدل الاحتراق
52.....	معاملات الجودة

#### الفصل السابع :

53.....	النتائج
53.....	توصيات
54.....	جدول الرموز
56.....	المراجع
58.....	الملحق A
60.....	الملحق B
62.....	الملحق C
64.....	الملحق D
66.....	الملحق E
67.....	الملحق F