طريقة قياس الدفع النوعي لمحرك وقود صلب

م. محمد وائل الخالد، د. مصطفى طالب، د. أحمد فراس علوش

جامعة ادلب، كلية الهندسة الميكانيكية

الملخص:

غالباً ما يتم إجراء توصيف المحركات الصاروخية العاملة على الوقود الصلب والسائل والهجين باستخدام النمذجة بالحاسب والاختبار الأرضي.

يعد الدفع النوعي من أهم المتغيرات(parameters) التي توصِف الوقود الدافع على الإطلاق، حيث يستخدم للتمييز بين أنواع الوقود الدافع، ولاسيما من ناحية المدى للمحرك ذي الوقود الدافع، وبشكل عام تتراوح قيمة الدفع النوعي للوقود الدافع الصلب ما بين (100–270 sec)[1] ، وكلما زادت هذه القيمة فذلك يعني دفعاً أكثر لكتلة الوقود نفسها. ومن خلال الاختبار السكوني(static) لمحرك الوقود الدافع الصلب يتم حساب قوة الدفع وبالتالي حساب الدفع الكلي ومنه حساب الدفع النوعي بعد معرفة كتلة الوقود الدافع.

الكلمات المفتاحية: الدفع النوعي، الاختبار السكوني(static)، الوقود الدافع.

Specific Impulse Measurement Method of a Solid Propellant Engine

Mohamad wail alkhaled Dr.Mostafa Taleb Dr. Ahmad Feras Alosh
Idlib University Faculty of Mechanic Engineering

Abstract:

Characterization of solid, liquid, and hybrid rocket engines is often performed with computer modeling and ground testing. Specific thrust is one of the most important parameters describing the propellant at all, as it is used to distinguish between the types of propellant, especially in terms of the range of the propellant rocket engine. In general, the value of the specific impulse of the solid propellant ranges between (100-270 sec), and the higher this value is the more thrust of the mass of propellant is paid. Through the static test of the solid propellant engine, the thrust force is calculated and thus the total thrust is calculated, and from then the specific impulse is calculated after knowing the mass of the propellant.

Key words: static test, specific impulse, thrust, propellant.

1-مقدمة:

من بين أهم الاختبارات الثابتة، الاختبار السكوني(static test) للمحرك الصاروخي، حيث يتم تثبيت المحرك رأسياً أو أفقياً بشكل جيد على منصة الاختبار ثم إشعاله لمعرفة بعض القياسات المهمة والخروج بالنتائج المطلوبة، من بين النتائج والقياسات التي يمكن الوصول اليها:

أ- حساب الدفع الكلي I_t (total thrust) للمحرك الصاروخي.

ب- حساب قيمة الدفع النوعي I_{sp}(specific impulse) للوقود المستعمل.

ت- حساب متوسط الدفع F.

ث- حساب سرعة الاحتراق الفعلية.

ج- التأكد من أن المحرك يتحمل الضغط الناتج عن حجرة الاحتراق.

ح- التأكد من مدى تحمل فوهة النفث للاحتراق بإجراء قياسات عليه.

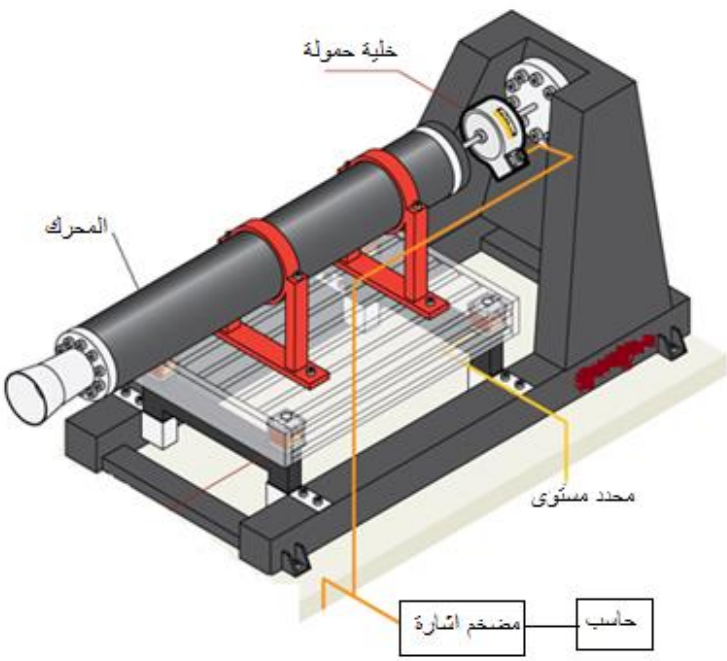
بهذه القياسات كلها يمكننا التأكد من مدى مطابقة التصميم الحالي للمحرك لاحتياجات الطيران النظرية للصاروخ. ولذلك لابد من شرح ماهية منصة الاختبار السكوني.

2-منصة الاختبار الستاتيكي:

الغاية من المنصة هو اختبار المحرك السكوني بغية الحصول على قوة الدفع واختبار مدى تحمل غلاف المحرك لضغط العمل الذي صمم له، بالإضافة الى اختبار فوهة النفث ومدى تحملها للاحتكاك الناجم عن جريان غازات الاحتراق كما يمكن حساب معدل احتراق الوقود الفعلية من هذا الاختبار.

يوجد نوعان من منصات الاختبار، المنصة الشاقولية التي تستخدم عموماً للمحركات الصغيرة، والمنصة الأفقية المبينة في الشكل(1)، والتي تتألف من هيكل معدني يحوي محددات المستوى لجعل المحرك أفقياً بشكل تام، مع قوامط لربط المحرك بحيث لا

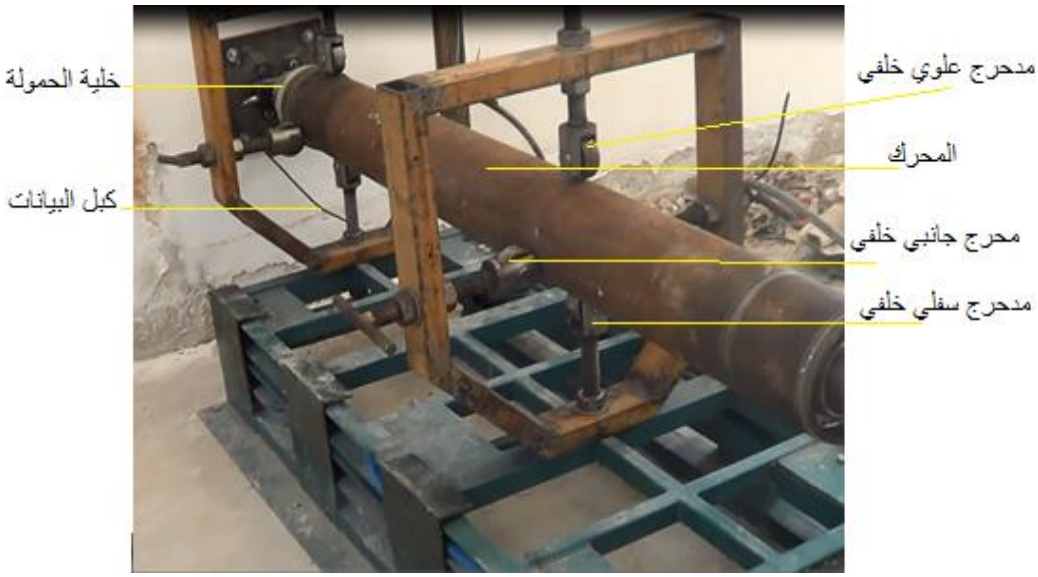
يمكنه الحركة بالاتجاه الشاقولي وحرية الحركة أفقياً عن طريق تثبيت مدحرجات (bearings) أعلى وأسفل المحرك. وهيكل آخر عمودي مثبت على الجزء الأفقي ومصمم بحيث يتحمل قوة الدفع الناتجة عن المحرك المختبر، ويثبت عليه خلية الحمولة (load cell) وهي عبارة عن أداة لقياس الوزن وتستعمل بكثرة في الموازين الالكترونية، وتوصل خلية الحمولة مع مُضخم إشارة ومنه إلى الحاسب، ليستقبل النتائج التي تعطيها خلية الحمولة[2].



الشكل (1) منصة الاختبار الستاتيكي[2]

تم تصنيع المنصة محلياً، بشكل مبسط كما هو مبين بالشكل(2)، وتم الاستعاضة عن محددات المستوى بمدحرجات مثبتة على ميل ذي شرار بأسفل المحرك وأعلاه وعلى جوانبه، يتم التحكم بالمستوى الافقي للمحرك عن طريق المدحرجات السفلية وعددها اثنان، واحد بأول المحرك والآخر في نهايته، ويجب أن يكون المحرك أفقياً بشكل تام حتى يصبح المحرك عمودياً على خلية الحمولة ولا يتسبب بضياع جزء من الحمولة، أما المدحرجات

العلوية فعددها اثنان فقط، حيث كل مدحرج علوي يثبت تماماً مقابل المدحرج السفلي والهدف من المدحرجات العلوية منع حركة المحرك الى الأعلى أثناء التجربة.



الشكل(2) منصة الاختبار

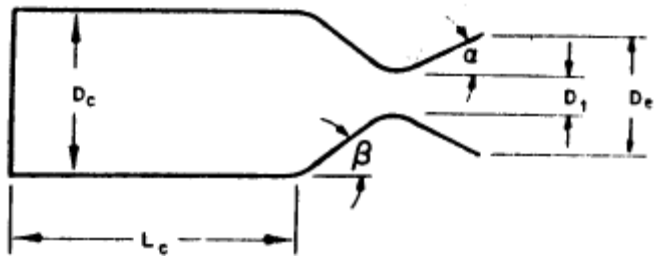
كما يوجد مدحرجان جانبيان مهمتهما منع المحرك من الحركة الجانبية باتجاه اليمين واليسار، أما خلية الحمولة فتم وصلها الى قاعدة معدنية مثبتة إلى جدار بيتوني مسلح بشكل جيد.

بالنسبة للنافث المستخدم فهو من النوع المخروطي فقد تم صنعه من الفولاذ حسب المواصفات التالية:

$$\beta = 45°, \alpha = 12°$$

D_t=74mm قطر عنق النافث، D_c=20mm قطر الغلاف

حيث β زاوية المتقارب و α زاوية المتباعد كما هو مبين بالشكل(3).

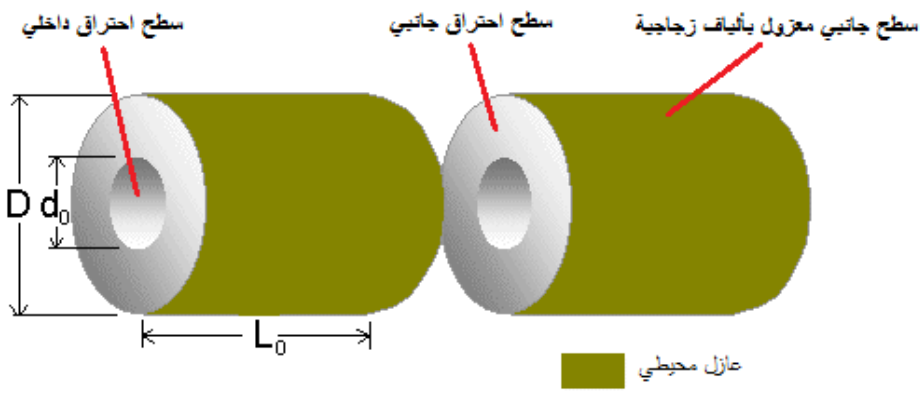


الشكل(3) زوايا النافث المستخدم

تم تلبيس عنق النافث بالفحم وقطر العنق المعطى هو الصافي بعد عملية التلبيس بالفحم.

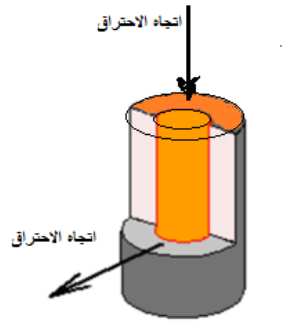
3-اختبار محرك وقود بيركلورات-بوليستر:

في اختبارنا تم تحضير محرك كامل مؤلف من عشر حشوات من وقود البوليستر من أجل حساب الدفع النوعي للمحرك، حيث إن الشكل الهندسي للحشوة الواحدة أسطواني كما هو مبين بالشكل(4) الذي يظهر حشوتين من الوقود، كل حشوة بقطر داخلي 80 mm وقطر خارجي 198 mm.



الشكل(4) الشكل الهندسي للوقود وسطوح الاحتراق

وطول كل حشوة 297 mm وعددها في المحرك 10 حشوات، يتم إدخال الحشوات السابقة ضمن ميل معدني ووضع فاصل بمسافة 6mm بين كل حشوتين ثم يتم عزل جميع الحشوات معاً من المحيط (عازل محيطي) بالألياف الزجاجية نوع E–glass كما هو مبين بالشكل(4)، ويصبح الشكل الخارجي للحشوات اسطوانياً بطول مساوٍ لطول الحشوات العشر بالإضافة إلى المسافة بين كل حشوتين أي حوالي 3m، الهدف الرئيسي من عملية العزل المحيطي ضبط مساحة الاحتراق من أجل عدم تجاوز الضغط الذي صمم له المحرك، بالإضافة الى التصاق العازل بغلاف المحرك كما سنرى، فالاحتراق يحدث من الداخل إلى الخارج، أو ما يسمى داخلي–خارجي، بالإضافة الى جوانب كل حشوة، عدا المحيط المعزول كما هو مبين بالشكل(5).



الشكل(5)

يصبح الوزن الكلي للوقود 125 kg بعد جمع الحشوات مع بعضها. بعد عملية العزل ندخل مجموع الحشوات إلى غلاف المحرك الصاروخي بعد طلاء العازل الموجود على الحشوات بمادة البوليستر التي تعد إحدى مكونات الوقود، وبذلك نكون حصلنا على جسم محرك صاروخي والذي يضاف له فوهة المنفث بقطر 61.3 mm الناتج عن دراسة أولية بهذا الخصوص.

مع العلم أن تركيب الوقود مبينة بالجدول(1).

الجدول(1) تركيب وقود البوليستر(الحشوة)

المادة	النسبة المئوية الوزنية%
بوليستر	29
أكسيد الحديد	0.4
بودرة ألمنيوم	5.6
بيركلورات الأمونيوم(AP)	65
المجموع	100

وقد تم اختيار مادة البوليستر كمادة رابطة لسهولة الحصول عليها بالإضافة الى سعرها المنخفض(حوالي 2 $/kg)، فهي مادة بوليميرية تستعمل بشكل كبير في الاستخدامات المدنية حيث تستعمل في:

- القوالب فمن السهل جداً تصنيع قالب بمساعدة الألياف الزجاجية .
- تستخدم في صناعة هياكل السيارات .
- تستخدم في صناعة الطاولات والكراسي .

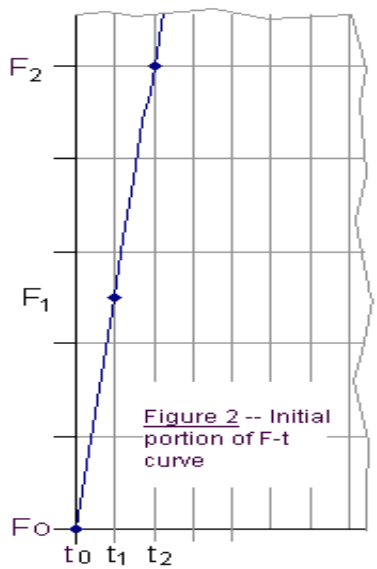
4-حساب الدفع الكلي $\mathbf{I_t}$ (total impulse):

يحسب الدفع العام بأخذ التكامل للمعادلة[3]:

$$I_t = \int_0^t F dt$$

حيثF تمثل قوة الدفع التي تتغير مع الزمن t.

أي أن الدفع الكلي هو المساحة المحصورة تحت منحنى الدفع . إلا أننا وللتبسيط نقوم بحساب الدفع الكلي بتسجيل قراءة قيمة قوة الدفع F كل 0.062 sec (حسب دقة الجهاز)،إذ إنه كلما زاد عدد القراءات خلال زمن معين زادت دقة الحسابات والنتائج، ويبين الشكل(6) منحني قوة الدفع مع الزمن، حيث إن $t_0,t_1,t_2,\ldots$ هي الأزمنة المقابلة لقوى الدفع $F_0,F_1,F_2,\ldots$ على الترتيب.



الشكل(6) جزء من منحني الدفع مع الزمن

ويحسب الدفع الكلي وفق طريقة شبه المنحرف(trapezoid method) كما يلي:

$$I_t = \frac{F_0 + F_1}{2}(t_1 - t_o) + \frac{F_1 + F_2}{2}(t_2 - t_1) + \cdots$$

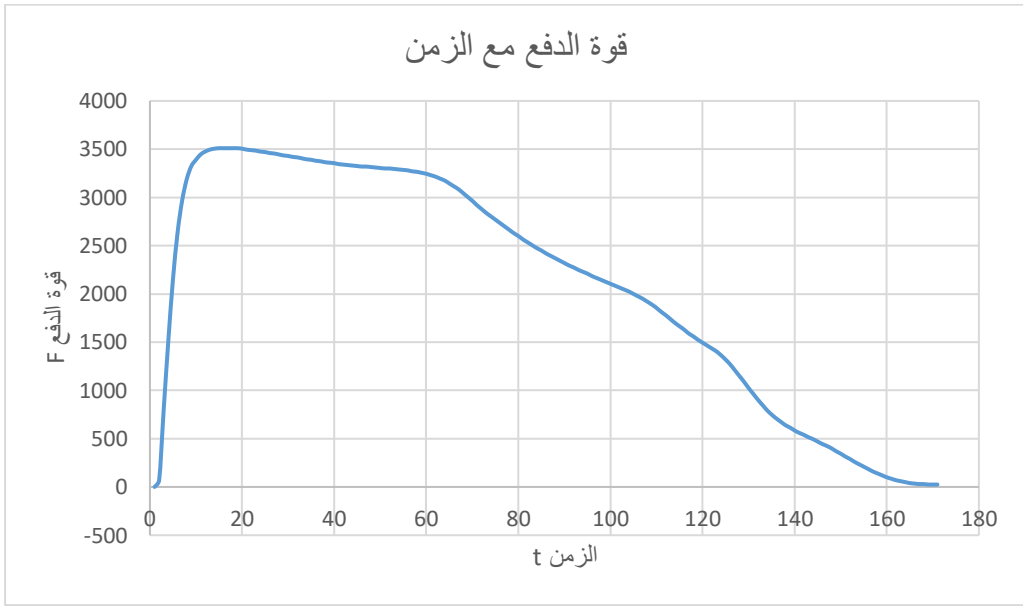
إذ إن كل حد من هذه المعادلة يمثل مساحة شبه منحرف، وبما أن القراءات تؤخذ خلال زمن ثابت فإن:

$$(t_1 - t_o) = (t_2 - t_1) = \Delta t = 0.062\ sec$$

والمساحات مجدولة بالترتيب مع القوة والزمن المناسب في الجدول(3)، وبالتالي بجمع مساحات شبه المنحرف كما هو مبين في نهاية الجدول(3) نحصل على الدفع الكلي.

5-النتائج:

بعد تنفيذ التجربة تم الحصول على أكثر من 148 نقطة من الحاسب الموصول مع خلية الحمولة، وتم رسم العلاقة بين قوة الدفع والزمن كما هو مبين بالشكل(7) والنقاط مجدولة ضمن الجدول(3).



الشكل(7) منحني قوة الدفع مع الزمن

تحسب المساحة الواقعة تحت هذا المنحني كما ذكرنا سابقاً بجمع المساحات كما هو واضح بالجدول(3)، حيث تم حساب مجموع المساحات فجاءت النتيجة وفق الآتي

$$I_t = 22362968.75 \ (kg.mSec)$$

جيث I_t هو الدفع الكلي(total impulse)

بالتقسيم على وزن الوقود الدافع المستخدم في الاختبار(125 kg) نحصل على الدفع النوعي:

$$I_{sp} = \frac{I_t}{w} = \frac{22362968.75}{1000 \times 125} = 178.9 \quad sec$$

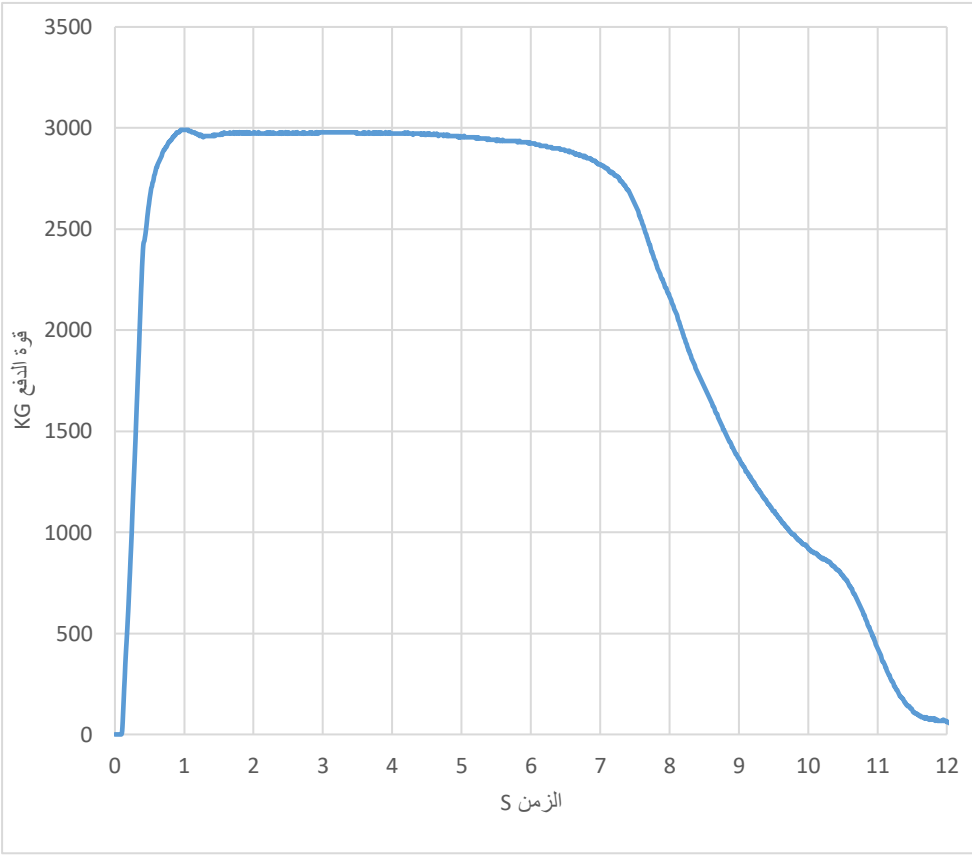
وهو الهدف من البحث، وهذه القيمة تعتبر ثابتة لهذا النوع من الوقود بثبات التركيب الكيميائي وقطر عنق النافث.

6-مناقشة النتائج:

إن القيمة 179 sec للدفع النوعي(specific impulse) التي حصلنا عليها تعتبر قيمة جيدة لوقود البوليستر المستخدم في التجربة، مقارنة مع الوقود التقليدي متل نترات البوتاسيوم-سوربيتول أو نترات البوتاسيوم-دكتروز الذي تتراوح فيها قيمة الدفع النوعي ما بين(140-150sec)[4] ، بينما تصل قيمة الدفع النوعي لوقود البولي يورتان (200- 230sec)[5] المعقد التصنيع والمكلف جداً مقارنة مع البوليستر بالإضافة الى صعوبة أو استحالة الحصول على بعض مواده الأولية. اذاً وقود البوليستر يعد حالة وسطية بالدفع النوعي، ولكنه يعد الأول من ناحية الكلفة والوقت، إذ تكلفته بحدود 10 دولار لكل كيلوغرام واحد من الوقود ويحتاج المحرك الذي يعمل بهذا الوقود الى بضع ساعات لصنعه فقط، بينما يحتاج محرك وقود البولي يورتان إلى ثلاثة أيام على الأقل بسب زمن معالجته الطويل، كما أن وقود البوليستر لا يحتاج الى أجهزة وأدوات معقدة لصناعته بالإضافة الى سرعة تصلبه كما هو مبين بالجدول(2) بالملحق. هناك تجارب سابقة قليلة في صناعة مثل هذا الوقود وقد تم الحصول على منحي الدفع مع الزمن وهو المبين بالشكل(8) حيث تم مقارنة النتائج التي تم الحصول عليها مع نتائج التجارب السابقة ووضع النتائج في الجدول(2).

الجدول(2) مقارنة النتائج

المتغيرات (parameter)	تجربة البحث	تجارب سابقة
أقصى قيمة لقوة الدفع kg	3500	3000
الدفع النوعي sec	179	192
الزمن الكلي sec	16	13
الدفع الكلي kg.sec	22362	24000

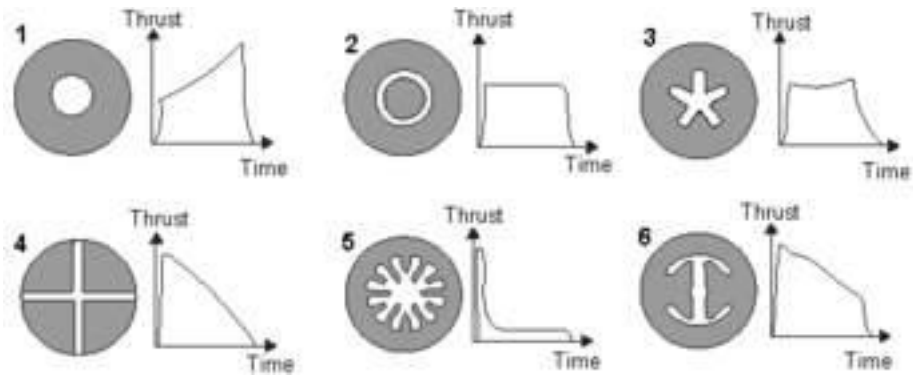


الشكل(8) تجارب سابقة

بمقارنة النتائج نلاحظ وجود ضياع في الدفع النوعي غالباً ناتج عن خطأ في حساب قطر فوهة النفث أو معدل الاحتراق المنخفض أو كثافة الوقود المنخفضة، إذ من

الممكن تحسين الدفع النوعي قليلاً بتخفيض قطر فوهة النفث إلى قيمة لا تؤدي الى زيادة في الضغط أكبر من ضغط العمل المصمم له الغلاف، الأمر نفسه بالنسبة لمعدل الاحتراق الذي يمكن زيادته بإضافة مسرعات احتراق إلى الوقود ضمن حدود ضغط العمل أما الكثافة فمن الصعب جداً زيادتها لأن البوليستر الموجود له عامل ملء معين وتم الوصول إليه في هذا الوقود.

وكذلك نلاحظ عدم ثبات في الدفع النوعي مع الزمن، بينما في الشكل(8) يبدي نوعا من الثبات الذي نسعى اليه في هذا البحث إذ إن ثبات الدفع النوعي يعني ثبات ضغط العمل للمحرك مع الزمن لأن غلاف محرك التجربة لا يتحمل التذبذب الكبير في الضغط ففي الشكل(9) يبين أشكال سطوح الاحتراق لمحركات مختلفة، ومحرك التجربة قريب الى الرقم 6 وقد تم زيادة سطوح الاحتراق للوصول قدر الإمكان للسطح النجمي رقم 3 المبين بالشكل(9) فهو يعطي ضغطاً متوسط القيمة و شبه ثابت مع الزمن.



الشكل(9) أشكال الاحتراق لمحركات قياسية

بالنسبة لحساب نسبة الخطأ في التجربة لا بد من برمجة المعادلات النظرية المتعلقة بموضوع البحث ضمن برنامج حاسبي جيد يعطي منحني الدفع النظري، وهذا ما يتم السعي اليه، كما يجب الحصول على خلية حمل (load cell) دقيقة تعطي قراءات أكبر بكثير من الموجود حتى يتم التخلص قدر الإمكان من التذبذبات الناتجة.

7-المقترحات:

أ- لزيادة الدفع النوعي من المهم جداً زيادة نسبة المادة المؤكسدة المستخدمة في الحشوة الدافعة التي تبلغ 65% وزناً في عينتنا، وهذا يتطلب البحث عن بوليستر قادر على استيعاب نسبة أكبر للمؤكسد.

ب- كذلك الأمر لزيادة الدفع النوعي يجب زيادة ضغط العمل لغلاف المحرك، وبالتالي البحث عن أنابيب تتحمل ضغط أكبر، أو العمل على تقسية هذه الأنابيب ومعالجتها ميكانيكياً حتى تتحمل ضغوطاً أكبر.

ت- وُجد أن زيادة نسبة الألمنيوم في الحشوة الدافعة يزيد من الدفع النوعي، ولكنه يزيد من درجة حرارة الاحتراق[4]، ممكن البحث في هذا الموضوع للوصول الى قيمة مقبولة لنسبة الألمنيوم.

ث- ممكن استبدل البوليستر بريزين الايبوكسي(epoxy resin) الذي يملك مواصفات كيميائية وميكانيكية أفضل، ولكنه أغلى ثمناً بخمسة أضعاف.

ج- ممكن الوصول الى سطح احتراق شبه ثابت (سطح الاحتراق النجمي) عن طريق زيادة أو إنقاص سطوح الاحتراق بعزل السطوح بألياف زجاجية أو عدم عزلها، وهذا الأمر يحتاج الى برنامج حاسبي شامل لكل المعادلات النظرية المتعلقة بحساب سطح الاحتراق مع الزمن.

ح- ممكن تقليل نسب الأخطاء بالتجربة بالحصول على أدوات قياس الكترونية دقيقة.

خ- إيجاد طريقة للقضاء على الذبذبات لرسم المنحني.

الملحق

الجدول(2) مواصفات البوليستر المستخدم

Value	Parameter
300 – 350 cp	Viscosity at 20°C – Brookfield
1.05 – 1.15 g/cm3	Specific gravity
65 % - 75 %	Solid (150°C)
25 - 30 mgKOH/g	Acid value
20°C	Reactivity test temperature
75 – 100 °C	Peak exotherm
10' – 15'	Gel time (20°C)
2 ml % 60 MEK.PO	Catalyst System

الجدول (3) قوة الدفع مع الزمن

م	الزمن ms	القوة Kg	المساحة (kg.msec)	م	الزمن Ms	القوة Kg	المساحة (kg.ms)
1	0	0	0	32	1937.5	3415	213125
2	62.5	70	27500	33	2000	3405	212500
3	125	810	72812.5	34	2062.5	3395	212031.25
4	187.5	1520	114687.5	35	2125	3390	211562.5
5	250	2150	149531.25	36	2187.5	3380	211093.75
6	312.5	2635	175156.25	37	2250	3375	210625
7	375	2970	192500	38	2312.5	3365	210156.25
8	437.5	3190	203593.75	39	2375	3360	209843.75
9	500	3325	209843.75	40	2437.5	3355	209375
10	562.5	3390	213593.75	41	2500	3345	208906.25
11	625	3445	216250	42	2562.5	3340	208593.75
12	687.5	3475	217812.5	43	2625	3335	208281.25
13	750	3495	218750	44	2687.5	3330	207968.75
14	812.5	3505	219218.75	45	2750	3325	207656.25
15	875	3510	219375	46	2812.5	3320	207500
16	937.5	3510	219375	47	2875	3320	207343.75
17	1000	3510	219375	48	2937.5	3315	207031.25
18	1062.5	3510	219375	49	3000	3310	206718.75
19	1125	3510	219218.75	50	3062.5	3305	206406.25
20	1187.5	3505	218750	51	3125	3300	206250
21	1250	3495	218281.25	52	3187.5	3300	206093.75
22	1312.5	3490	217968.75	53	3250	3295	205781.25
23	1375	3485	217500	54	3312.5	3290	205468.75
24	1437.5	3475	217031.25	55	3375	3285	205156.25
25	1500	3470	216562.5	56	3437.5	3280	204687.5
26	1562.5	3460	216093.75	57	3500	3270	204218.75
27	1625	3455	215625	58	3562.5	3265	203750
28	1687.5	3445	215000	59	3625	3255	203125
29	1750	3435	214531.25	60	3687.5	3245	202343.75
30	1812.5	3430	214062.5	61	3750	3230	201406.25
31	1875	3420	213593.75	62	3812.5	3215	200312.5

م	الزمن ms	القوة Kg	المساحة (kg.msec)	م	الزمن ms	القوة kg	المساحة (kg.ms)
63	3875	3195	199062.5	90	5562.5	2320	144218.75
64	3937.5	3175	197500	91	5625	2295	142812.5
65	4000	3145	195625	92	5687.5	2275	141406.25
66	4062.5	3115	193750	93	5750	2250	140000
67	4125	3085	191562.5	94	5812.5	2230	138750
68	4187.5	3045	189062.5	95	5875	2210	137343.75
69	4250	3005	186562.5	96	5937.5	2185	135937.5
70	4312.5	2965	183906.25	97	6000	2165	134687.5
71	4375	2920	181250	98	6062.5	2145	133437.5
72	4437.5	2880	178750	99	6125	2125	132187.5
73	4500	2840	176406.25	100	6187.5	2105	130937.5
74	4562.5	2805	174218.75	101	6250	2085	129687.5
75	4625	2770	172031.25	102	6312.5	2065	128437.5
76	4687.5	2735	169843.75	103	6375	2045	127187.5
77	4750	2700	167656.25	104	6437.5	2025	125781.25
78	4812.5	2665	165468.75	105	6500	2000	124218.75
79	4875	2630	163437.5	106	6562.5	1975	122656.25
80	4937.5	2600	161406.25	107	6625	1950	120937.5
81	5000	2565	159375	108	6687.5	1920	119062.5
82	5062.5	2535	157500	109	6750	1890	117031.25
83	5125	2505	155625	110	6812.5	1855	114687.5
84	5187.5	2475	153906.25	111	6875	1815	112343.75
85	5250	2450	152187.5	112	6937.5	1780	110000
86	5312.5	2420	150468.75	113	7000	1740	107500
87	5375	2395	148906.25	114	7062.5	1700	105156.25
88	5437.5	2370	147343.75	115	7125	1665	102968.75
89	5500	2345	145781.25	116	7187.5	1630	100625

م	الزمن ms	القوة Kg	المساحة (kg.msec)	م	الزمن ms	القوة kg	المساحة (kg.ms)
117	7250	1590	98437.5	139	8625	615	37500
118	7312.5	1560	96406.25	140	8687.5	585	35781.25
119	7375	1525	94375	141	8750	560	34375
120	7437.5	1495	92500	142	8812.5	540	32968.75
121	7500	1465	90625	143	8875	515	31562.5
122	7562.5	1435	88750	144	8937.5	495	30156.25
123	7625	1405	86562.5	145	9000	470	28593.75
124	7687.5	1365	83906.25	146	9062.5	445	27187.5
125	7750	1320	80937.5	147	9125	425	25781.25
126	7812.5	1270	77500	148	9187.5	400	24062.5
127	7875	1210	73750	149	9250	370	22343.75
128	7937.5	1150	70000	150	9312.5	345	20625
129	8000	1090	66093.75	151	9375	315	18906.25
130	8062.5	1025	62187.5	152	9437.5	290	17187.5
131	8125	965	58437.5	153	9500	260	15468.75
132	8187.5	905	54843.75	154	9562.5	235	13906.25
133	8250	850	51406.25	155	9625	210	12343.75
134	8312.5	795	48281.25	156	9687.5	185	10781.25
135	8375	750	45625	157	9750	160	9375
136	8437.5	710	43281.25	158	9812.5	140	8125
137	8500	675	41093.75	159	9875	120	6875
138	8562.5	640	39218.75	160	9937.5	100	5781.25
مجموع المساحات							22362968

المراجع:

1. Jackson Stephenson.(2018). "Design of Nozzle for High-Powered Solid Rocket Propellant" .UJMM.issue1
2. http://www.fulet.com
3. John wiley.&Sons.(2001)."Rocket Engine Test System for Development of Novel Propulsion Technologies". Volume 9.University of South Florida.
4. Naminosuke kubta.(2002)."propellant and explosives".Wiley-VCH verlarg Gmbh&Co.KGA.
5. W. Venner Saul (5439), Mark C. Grubelich (6916), Michael J. Hargather. "Rocket Engine Test System for Development of Novel Propulsion Technologies". New Mexico Institute of Mining and Technology.