

Title: Example Rocket Motor utilizing KNSU propellant.

Hint! To directly convert inches to mm, simply type =25.4*number where number is dimension in inches.

Горивна камера:

Dc mm Вършен диаметър
 Lc mm Вършена дължина
 Vc mm³ Обем на камерата (празна)

Горивни заряди:

Тип на горивото: select [See Note \[1\] below](#)

Do mm Вършен диаметър
 do mm Диаметър на канала (вътрешен)
 Lo mm Дължина на сегмента
 N Брой на сегментите (зарядите)

Външна повърхност: select **Inhibited** - Защитена / **Exposed** - Открита
 сърцевина: select **Inhibited** - Защитена / **Exposed** - Открита
 Дъна: select **Inhibited** - Защитена / **Exposed** - Открита

Lgo mm Обща дължина на заряда
 Vg mm³ Обем на заряда (първоначално)
 VI Обемна плътност на заряда

ρ^* grain g/cm³ **Идеална плътност**
 Съотношение (реална/идеална)

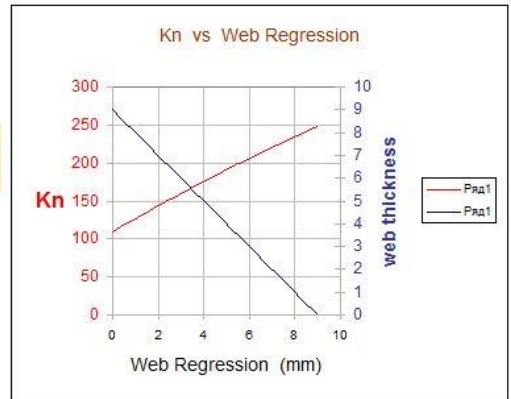
ρ grain g/cm³ **Реална плътност**
 m grain kg. Маса на заряда (първоначално)

Abeo mm² Крайна площ на горене (начална)
 Abco mm² Основна площ на горене (начална)

Abso mm² Външна повърхност на горене
 Abo mm² **Обща площ на горене (начална)**

Target MEOP: select **Максимално налягане в камерата (цел)**

Kn max: Съотн. на горящата площ / площта на критич. сечение
 Сопло(Дюзата) Ato mm² **Обща площ на горене (начална)**
 Dto mm **Диаметър на крит. сечение на соплото (дюзата)**

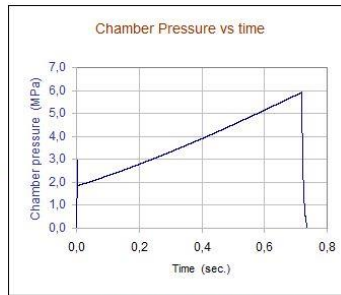


[Click to solve \(1\)](#)

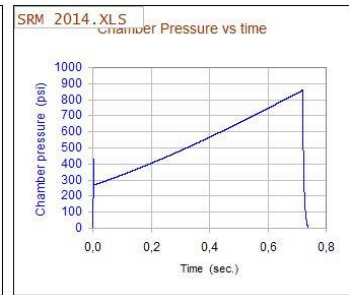
Kn max: 248
 Kn min: 109
 Kn avg: 182

Ракетен Двигател - налягане в камерата

R' 8314 J/mol-K Универсална газова константа
 M 41.98 kg/kmol Ефективна моларна маса на продуктите
 R 198.0 J/kg-K Специфичната газова константа
 k 1.139 Съотн. на специфичните топлини
 η_c Горивна ефективност
 To 1720 K Теоретична температура на горене
 To act 1634 K Реална температура горене
 P atm MPa Външно налягане - atm.
 c* 894 m/s Скорост изтичащите газове
 G* Прагов коефициент на ерозионното горене
 Kv Коеф. на увеличението на скоростта горене в резултат на ерозията



Pmax = 5.92 MPa
 t burn = 0.719 s.
 t thrust = 0.736 s.



Pmax = 858 psi
 t burn = 0.719 s.
 t thrust = 0.736 s.

[Click to solve \(2\)](#)

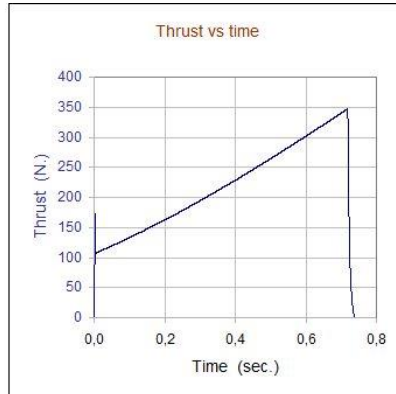
[Click to solve \(3\)](#)

<= Note: In case of non-convergence to zero, change value in this cell to a small "seed" value (e.g. .01)

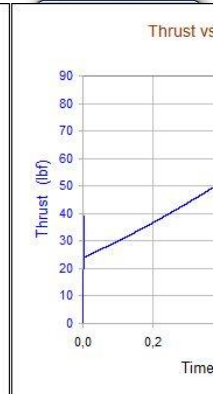
Rocket Motor Performance

k Съотн. на спец. топлини в 2-те фази на потока
 η_{noz} Ефективност на соплото
 Ae/At Съотн. на разширението на дюзата (начално)
 P atm 0.101 MPa Атмосферно налягане
 Ato mm² Крит. напречно сечение на соплото (начално)
 Ae mm² Изх. площ на напречно сечение на соплото
 Meo 0.00 число на Мах - на изхода на соплото (начално)
 Mef 0.00 число на Мах - на изхода на соплото (в края)
 De mm Изходен диаметър на соплото
 Ae/At opt 11.281 Опт. степен на разширение на соплото при P0 max
 Ae/At opt 7.681 Опт. степен на разширение на соплото средно
 w f 0.650⁰ дебелина на горивото/външния радиус на заряда
 CFmax 0.733 Коефициент на тягата, максимална
 F max N. Максимална тяга
 I t N-sec. Общ импулс
 Isp sec. Специфичен импулс
 Kлас: Класификация на двигателя

[Solve 4](#)



F max = 347 N.
 F avg = 215 N.
 t thrust = 0.736 sec.



F max = 78 lbf
 F avg = 48 lbf
 t thrust = 0.736 sec.

Po	A*	At	Ae/At	Pe	Ae/At opt	CF * η_{noz}	F	F	t	I t	Me
Pa (abs)	m ²	mm ²		Pa (abs)			N.	lbf	sec.	N-sec.	

9	Маса на заряда	0,239 kg.
10		0,526 lb.
11	Общ импулс	158,7 N-sec.
12		35,7 lb-sec.
13	Средна тяга	215,5 N.
14		48,4 lb.
15	Тяга- време	0,736 sec.
16	Специфичен импулс	67,8 sec.
17	Мотор Класификация	G 215

18
19 **Данни Тяга-време [виж забележка 1]**
20 Time step **0,0355 сек. [виж Забележка 2]**

Data pt.	Time (sec.)	Thrust (N.)	Thrust (lb.)
24	1	0,000	0
25	2	0,045	118
26	3	0,046	118
27	4	0,088	130
28	5	0,129	141
29	6	0,169	153
30	7	0,209	165
31	8	0,247	177
32	9	0,285	189
33	10	0,322	202
34	11	0,358	214
35	12	0,394	226
36	13	0,429	239
37	14	0,464	251
38	15	0,498	263

