

Megoldásomat egy C++ alkalmazás formájában készítettem el, mely az eredményeit a konzolra írja ki, diagramjait pedig egy új ablakban rajzolja ki. A bemenetet egy „input.txt” fájlban, adott formátumban várja, melyet a programfájlok mappájába kell elhelyezni.

1. Mekkora a karakterisztikus sebesség, c^* ?

$$c^* = 2256.55 \text{ m/s}$$

2. Határozza meg a torokkeresztmetszet jellemzőit (termodinamikai állapotjelzők (p , T , ρ), geometriai méretek (D , A), tömegáram \dot{m})!

$$p_t = 16760.5 \text{ kPa}$$

$$T_t = 3270.48 \text{ K}$$

$$\rho_t = 8.6276 \text{ kg/m}^3$$

$$D_t = 0.255037 \text{ m}$$

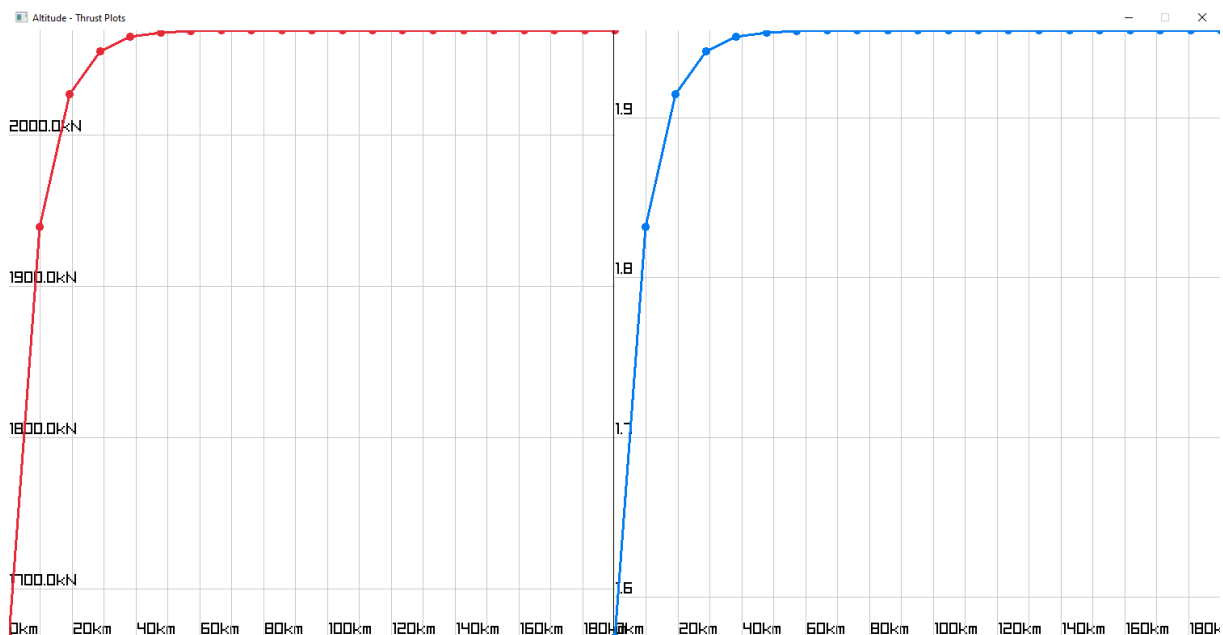
$$A_t = 0.0510853 \text{ m}^2$$

3. Mekkora lesz a p_2 nyomás a kilépő keresztmetszetben? Milyen repülési magasságon lesz optimális a hajtómű üzeme?

$$p_2 = 20.0172 \text{ kPa}$$

$$h_{\text{opt}} = 13671.7 \text{ m}$$

4. Diagramban ábrázolja a tolóerő és a tolóerő-tényező változását a magasság függvényében a működés során H0 és Hévp repülési magasságok között 20 egyenletes osztásközzel!



A piros jelölésekkel rendelkező ábrán a tolóerő, a kék jelölésekkel rendelkező ábrán pedig a tolóerő-tényező értékei láthatóak magasság függvényében 0km és 190km-es magasságok közt.

Konzol kimenet:

```

C:\> D:\Uni\4-Rakéták_Rakétahajtóművek\engine-calculations\x64\Release\engine-calculations.exe

Task 1
Characteristic speed = 2256.55 m/s

Task 2
Throat pressure = 16760.5 kPa
Throat temperature = 3270.48 K
Throat density = 8.6276 kg/m3
Throat diameter = 0.255037 m
Throat area = 0.0510853 m2
Mass flow rate = 467.948 kg/s

Task 3
Exit pressure = 20.0172 kPa
Optimal height = 13671.7 m

Task4
F(0 m) = 1668 kN; CF(0 m) = 1.57464
F(9500 m) = 1939.17 kN; CF(9500 m) = 1.83144
F(19000 m) = 2027.03 kN; CF(19000 m) = 1.91466
F(28500 m) = 2055.51 kN; CF(28500 m) = 1.94162
F(38000 m) = 2064.73 kN; CF(38000 m) = 1.95036
F(47500 m) = 2067.72 kN; CF(47500 m) = 1.95319
F(57000 m) = 2068.69 kN; CF(57000 m) = 1.95411
F(66500 m) = 2069.01 kN; CF(66500 m) = 1.9544
F(76000 m) = 2069.11 kN; CF(76000 m) = 1.9545
F(85500 m) = 2069.14 kN; CF(85500 m) = 1.95453
F(95000 m) = 2069.15 kN; CF(95000 m) = 1.95454
F(104500 m) = 2069.15 kN; CF(104500 m) = 1.95454
F(114000 m) = 2069.16 kN; CF(114000 m) = 1.95455
F(123500 m) = 2069.16 kN; CF(123500 m) = 1.95455
F(133000 m) = 2069.16 kN; CF(133000 m) = 1.95455
F(142500 m) = 2069.16 kN; CF(142500 m) = 1.95455
F(152000 m) = 2069.16 kN; CF(152000 m) = 1.95455
F(161500 m) = 2069.16 kN; CF(161500 m) = 1.95455
F(171000 m) = 2069.16 kN; CF(171000 m) = 1.95455
F(180500 m) = 2069.16 kN; CF(180500 m) = 1.95455
F(190000 m) = 2069.16 kN; CF(190000 m) = 1.95455

```

„input.txt” tartalma:

```

input.txt - Notepad
File Edit Format View Help
operating_time=520
chamber_pressure=206.703
chamber_temperature=3300
specific_heat_ratio=1.185
specific_gas_constant=594
launch_mass=252110
MECO_mass=8777
launch_height=0
MECO_height=190
launch_thrust=1668
expansion_ratio=77.5

```