



**Studenckie Koło
Astronautyczne**

POLITECHNIKA WARSZAWSKA

Modelowanie spalania w silnikach raketowych

Olgiard Skromak, Bartosz Hyży, Mateusz Sochacki, Michał Tomporowski,
Mateusz Zagórski

**Politechnika
Warszawska**



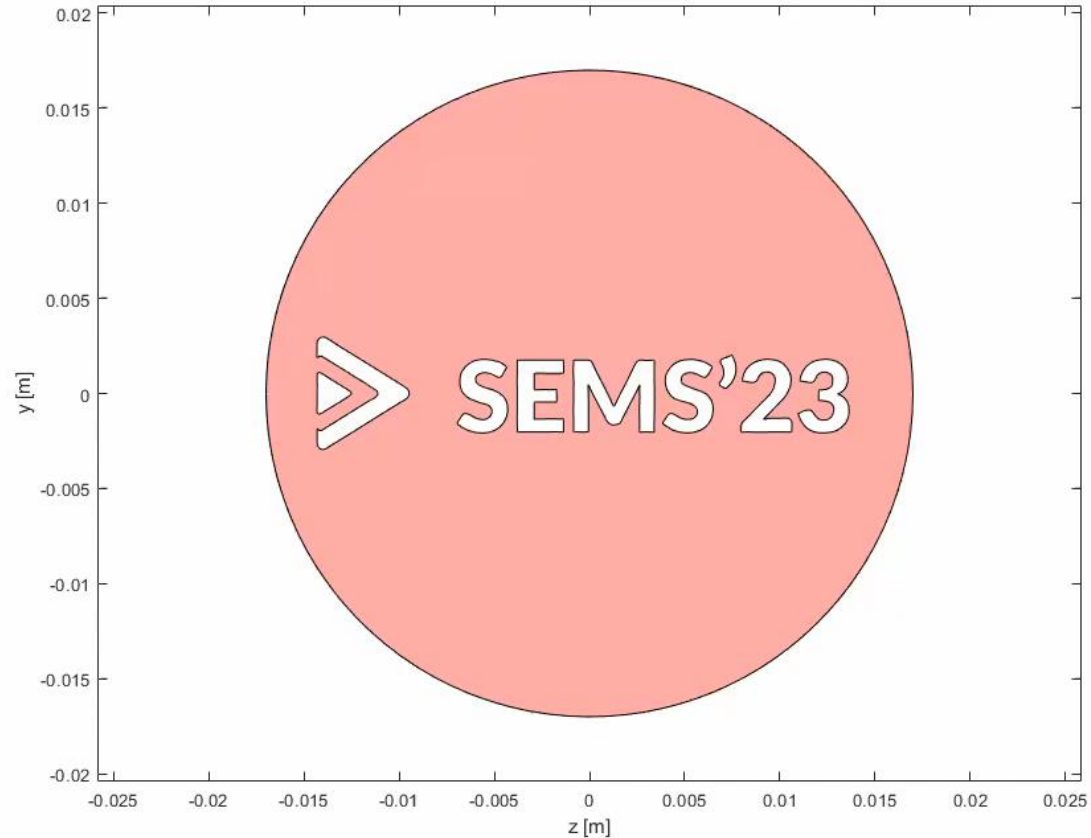
SEMS'23



Plan prezentacji

2

1. Studenckie Koło Astronautyczne
2. Wprowadzenie do silników raketowych
3. Wprowadzenie do SKA RPAT
4. Architektura i założenia
5. Zastosowanie programu
6. Wyniki symulacji
7. Plany na przyszłość



Studenckie Koło Astronautyczne

- Koło powstało w 1996 roku na Politechnice Warszawskiej
- Pierwszy polski satelita- PW-Sat (2012)
- Ponad 200 członków
- Cztery sekcje specjalizujące się w: balonach stratosferycznych, łazikach, rakietach i CubeSatach.



Sekcja Rakietowa



- Sekcja została założona w 2010 roku.
- Jej członkowie stworzyli 7 rakiet.
- 21 udanych startów.

2011

2013

2014

2016

2018

2019

2023



Amelia



Amelia 2



H1 – speed
above Mach 2.7



TuCAN – CanSat
launcher



FOK – guided
rocket



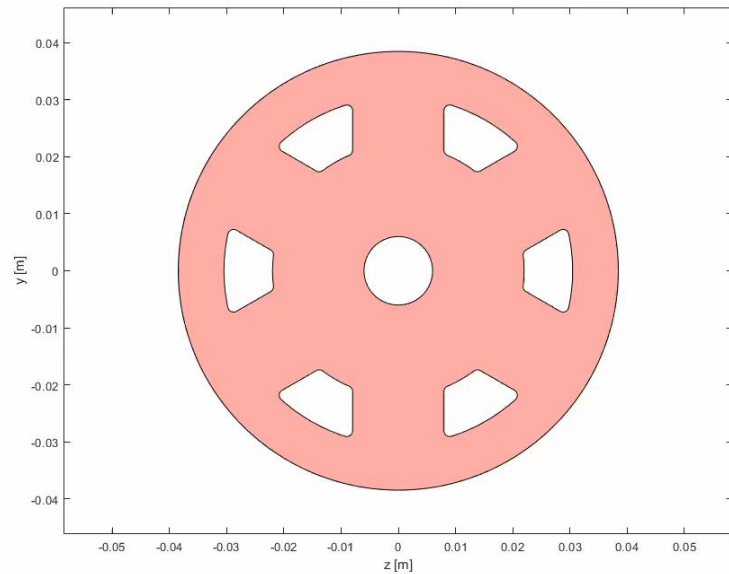
Grot – Polish
record breaker
(18.5km apogee)



Twardowsky - first hybrid rocket
in the Association

Narzędzia obliczeniowe

- Rocket Flight Simulation
- Rocket Propulsion Analysis Tool



Time: 0.017 [s]

Yaw: 97.00 [deg]

Pitch: 82.00 [deg]

Roll: -58.31 [deg]

δ_1 : 0.563 [deg]

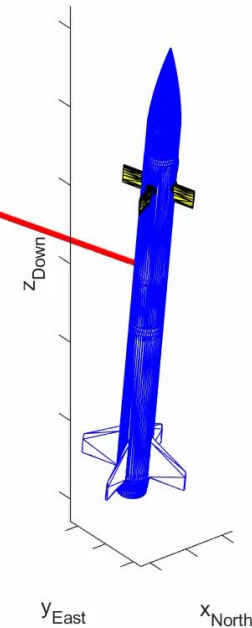
δ_2 : 0.000 [deg]

δ_3 : 0.563 [deg]

δ_{4A} : 0.000 [deg]

Height: 0 [m]

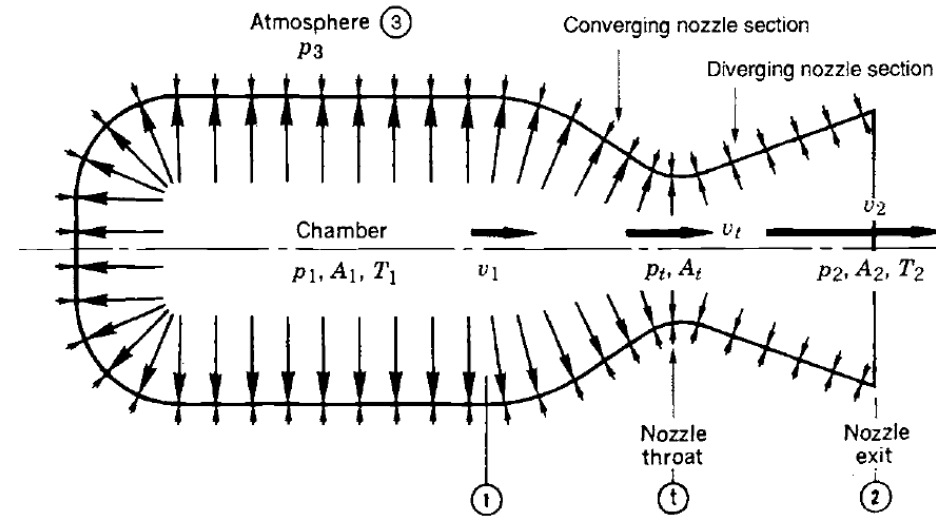
Velocity: 0.00 [m/s]



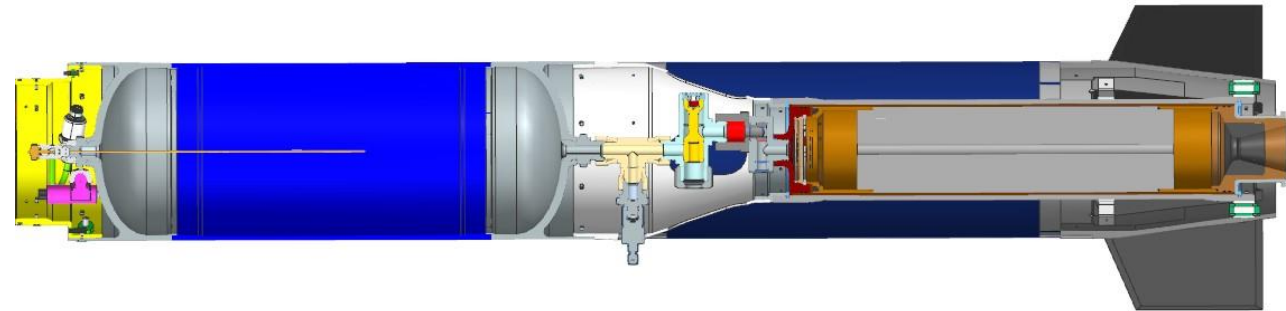
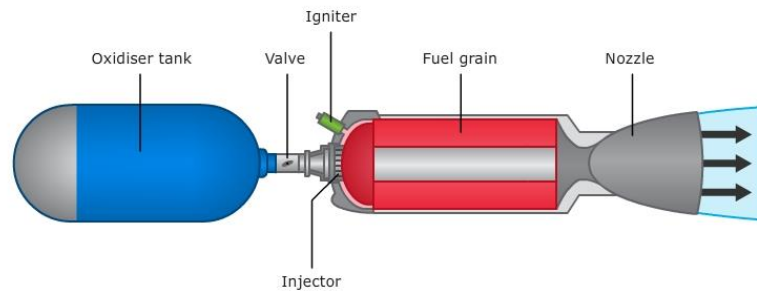
Konstrukcja silnika rakietowego



1. Ciąg
2. Materiał pędny (paliwo + utleniacz)
3. Silnik na stały materiał pędny (solid)
4. Silnik hybrydowy (hybryda)
5. Ziarno
6. Komora spalania



Źródło: George P. Sutton, Oscar Biblarz „Rocket propulsion elements”



© Copyright. 2011. University of Waikato. All Rights Reserved.

Motywacja



Rocket Motor Simulation Program by Bartosz Bartkowiak

Grain geometry configuration Propellant data Motor geometry and simulation settings Results

List of grains

No.	Type	Diameter [mm]	Height [mm]	Inhibited	Volume [cm ³]	Burning area [...]
1	BATES	80	160	1. end, 2. end...	792	5027
2	BATES	80	160	1. end, 2. end...	792	5027
3	BATES	80	160	1. end, 2. end...	792	5027

Edit

Star

Preview Plots

Height: 160.0 mm

Outer dia: 80.0 mm

Fins no.: 5

Beta angle: 45.0 °

Alpha angle: 10.00 °

Minor radius: 8.0 mm

Major radius: 20.0 mm

Round tip

Round foot

1. end inhibited

2. end inhibited

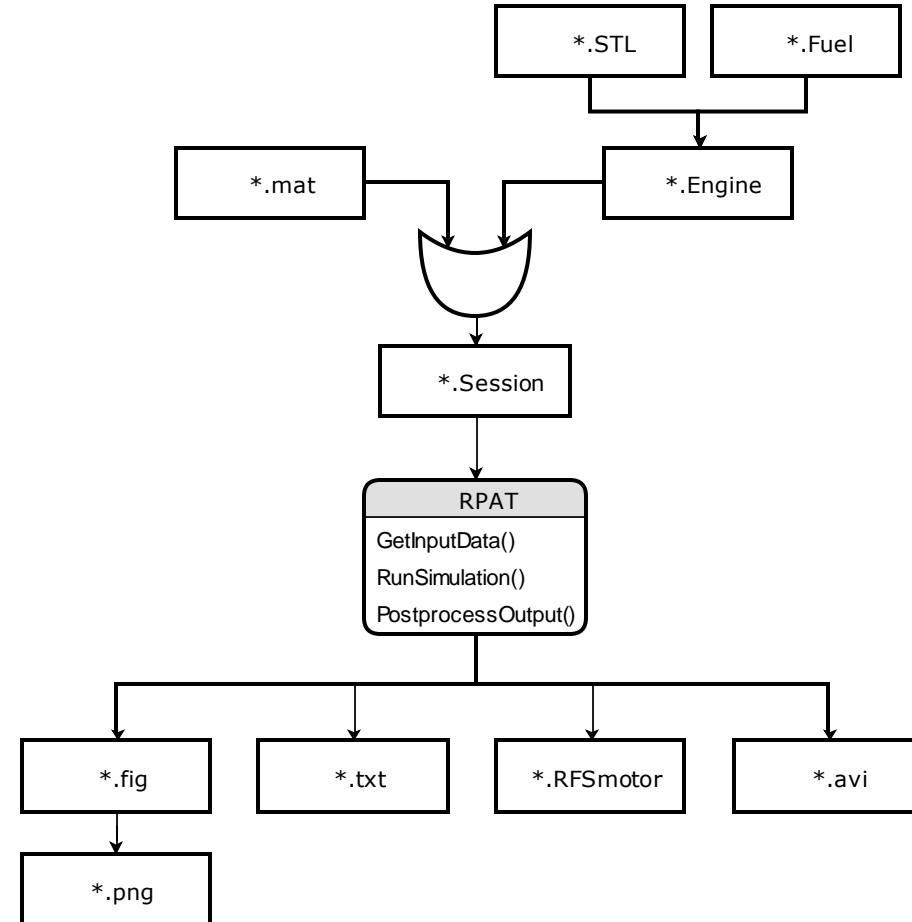
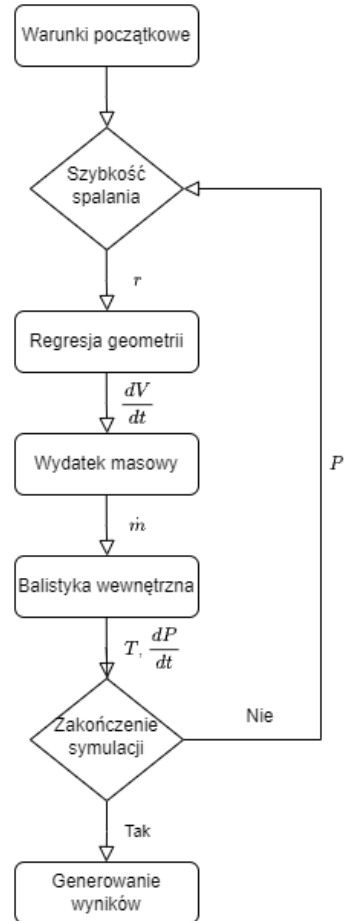
Sections by: 2.0 mm

Apply Cancel

id	no	type	diameter	height	inhibited	volume	burning area	...
1	1	BATES	80	160	1. end, 2. end...	792	5027	...
2	2	BATES	80	160	1. end, 2. end...	792	5027	...
3	3	BATES	80	160	1. end, 2. end...	792	5027	...



Architektura



Model fizyczny



• Ciąg:

$$T = \dot{m}_d \cdot v_2 + (p_1 - p_3) \cdot A_2 \quad [N]$$

• Liniowa prędkość spalania (solid):

$$\dot{r} = a \cdot p_1^n \left[\frac{mm}{s} \right]$$

• Liniowa prędkość spalania (hybryda):

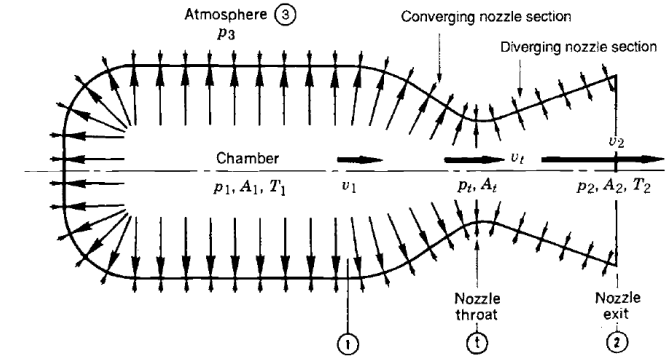
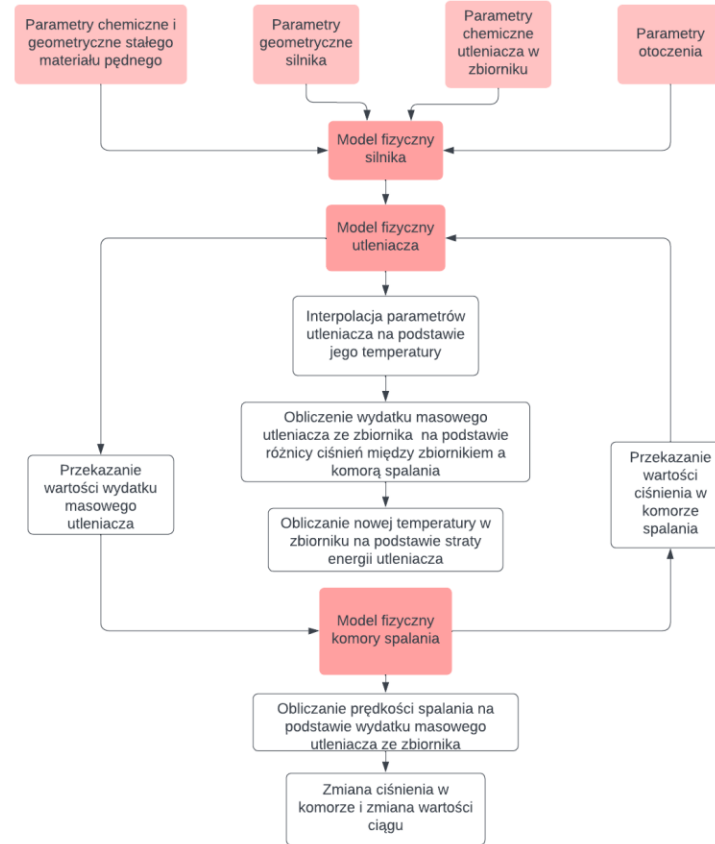
$$\dot{r} = a \cdot G_{Ox}^n \left[\frac{mm}{s} \right]$$

• Wydatek gazów z dyszy:

$$\dot{m}_d = \frac{p_1}{c^*} \cdot A_t \left[\frac{kg}{s} \right]$$

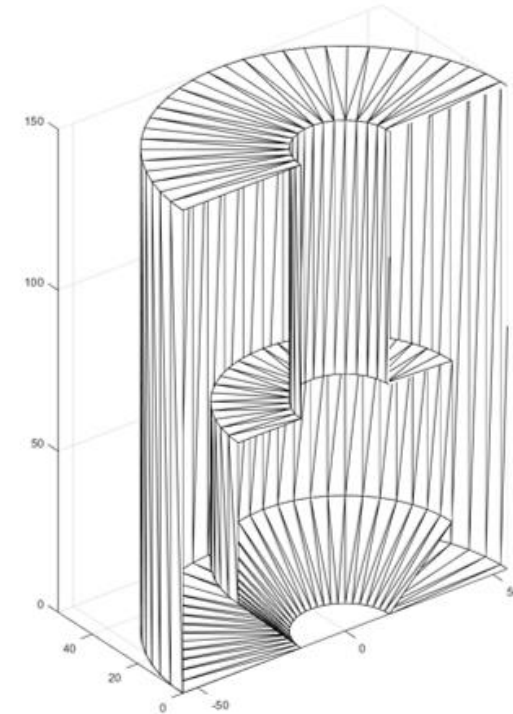
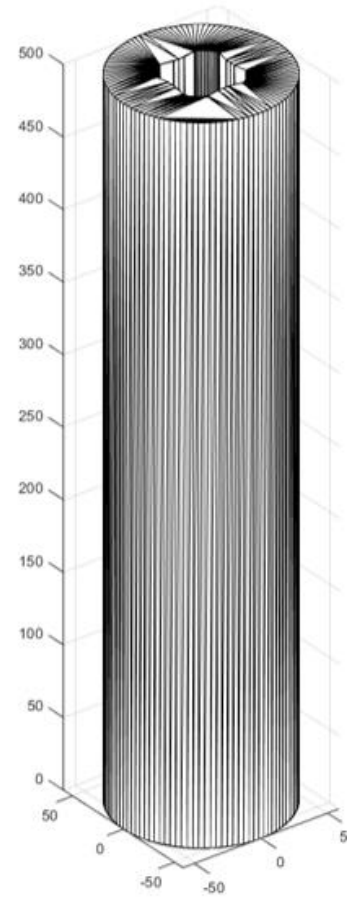
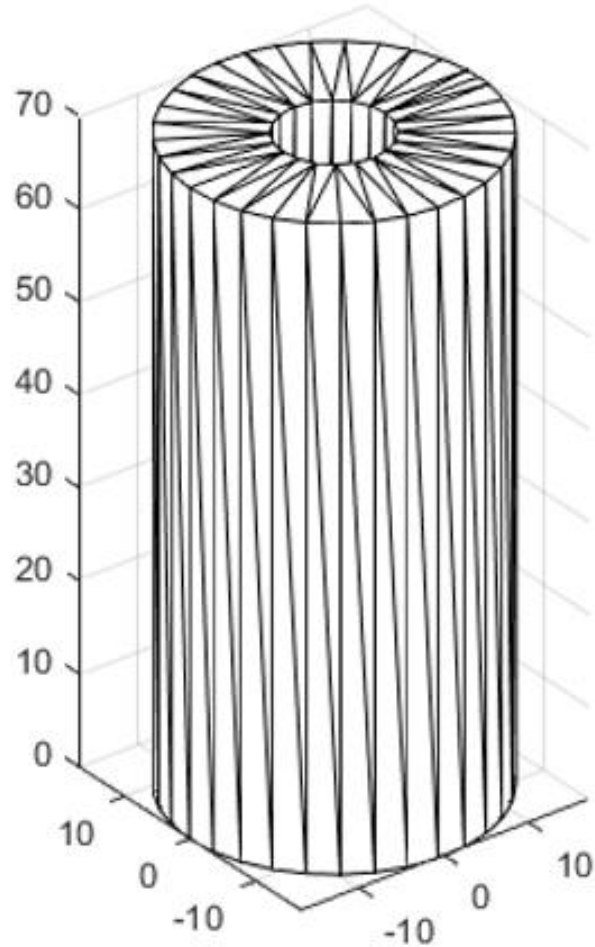
• Pochodna ciśnienia w komorze spalania:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{R \cdot T}{V_{free}} \cdot \left(\rho_p \cdot A_b \cdot \dot{r} - \dot{m}_d - \frac{p_1 \cdot dV}{dt} \right) \left[\frac{Pa}{s} \right]$$

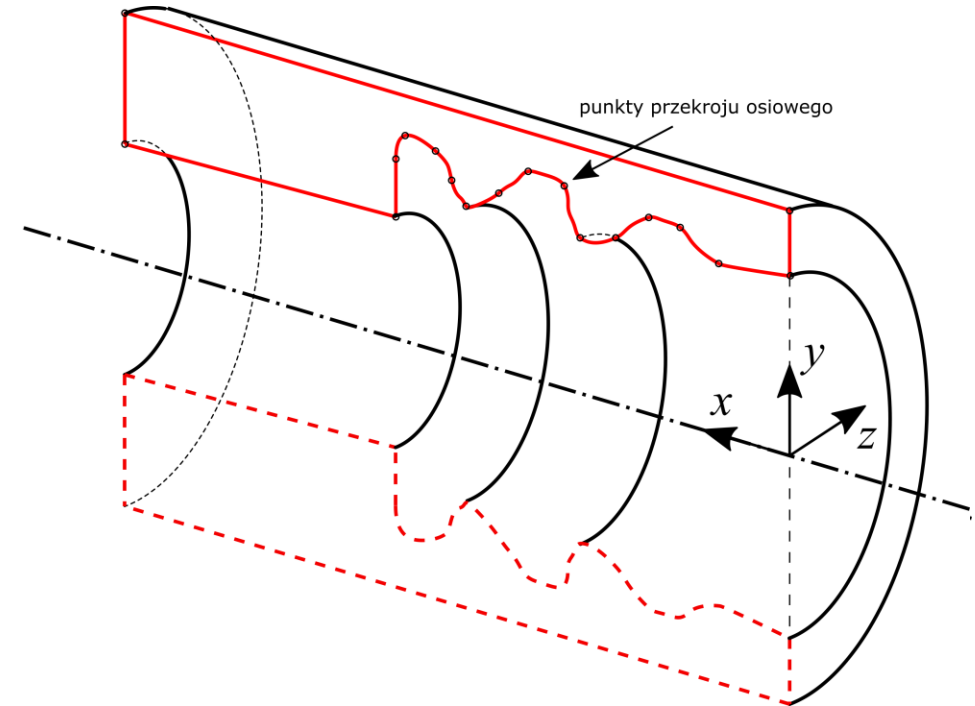
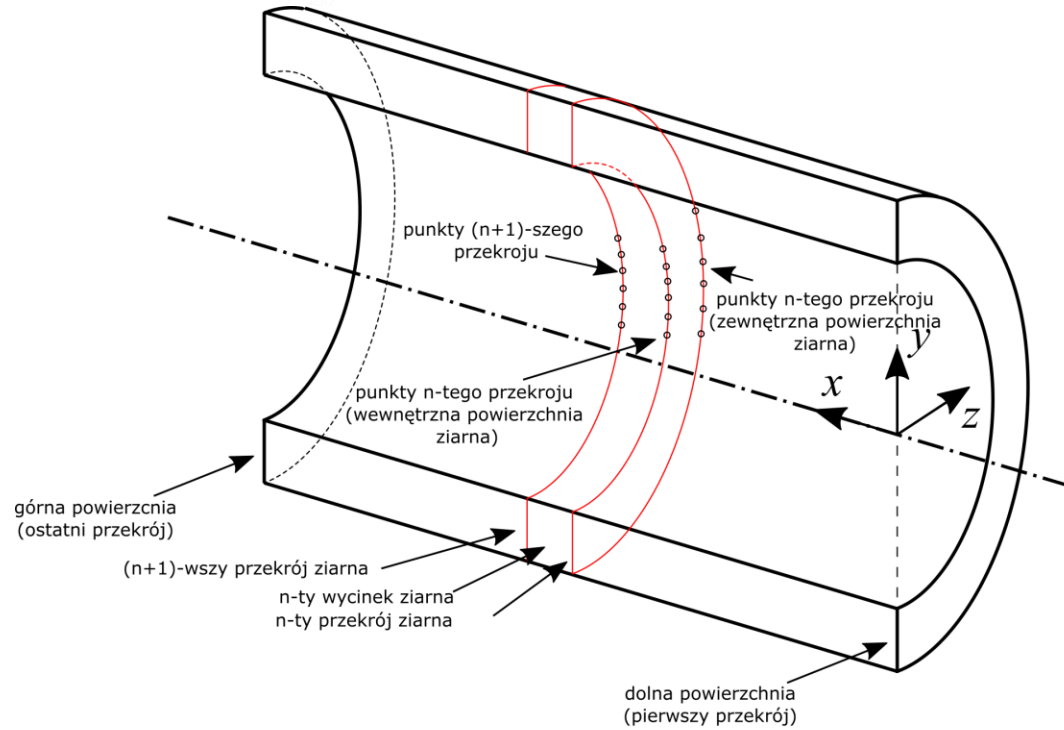


Źródło: George P. Sutton, Oscar Biblarz „Rocket propulsion elements”

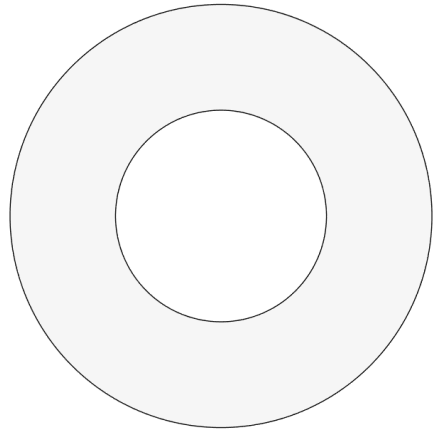
Geometria ziaren



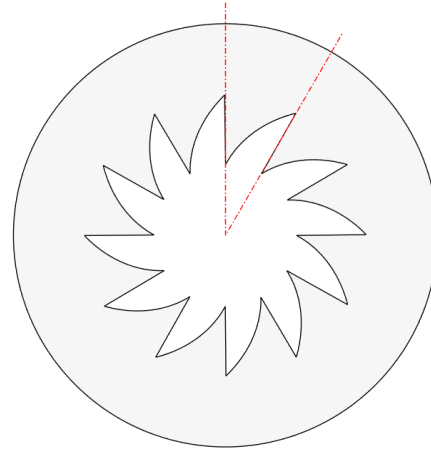
Modelowanie ziarna



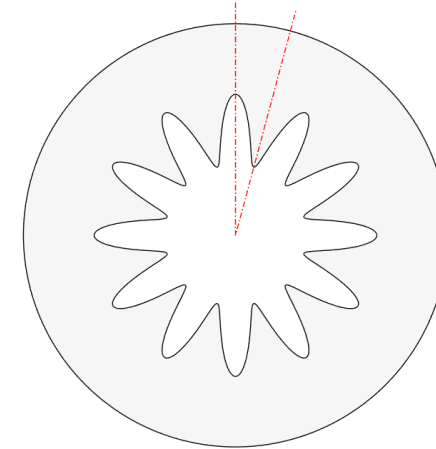
Geometria ziaren



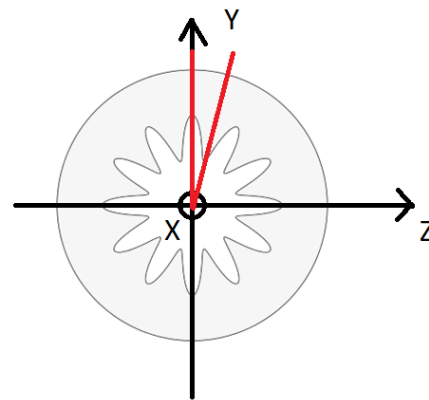
Ziarno osiowosymetryczne



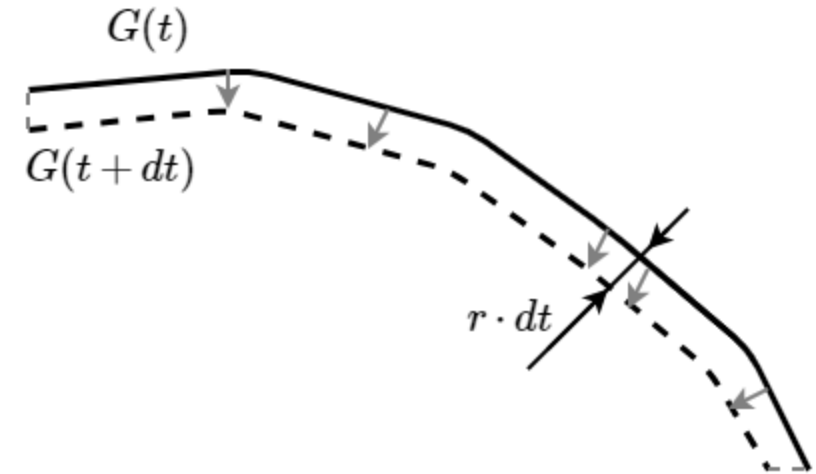
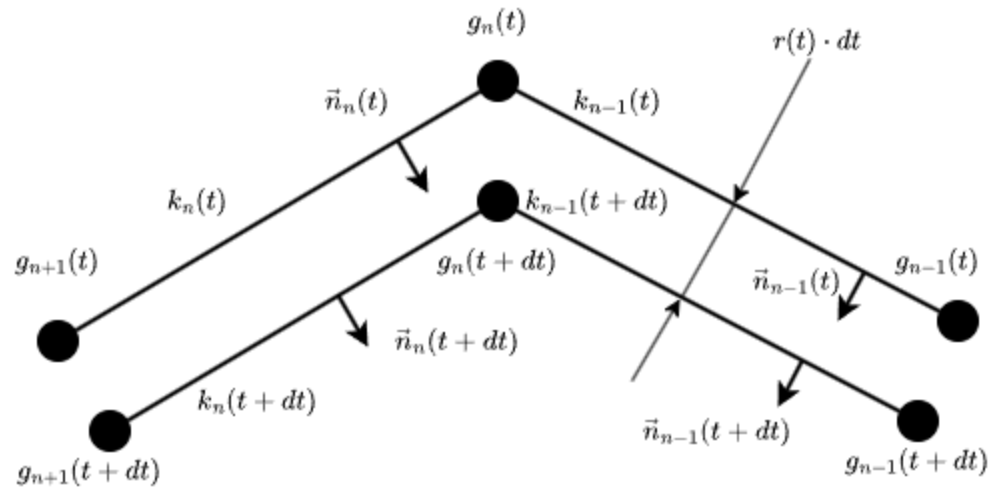
Ziarno okresowe



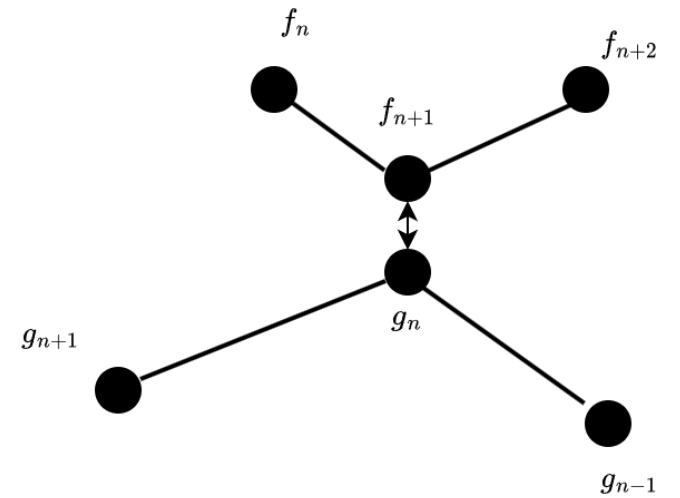
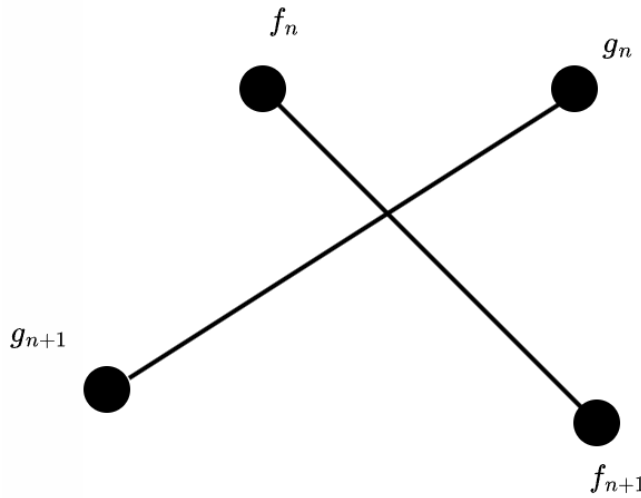
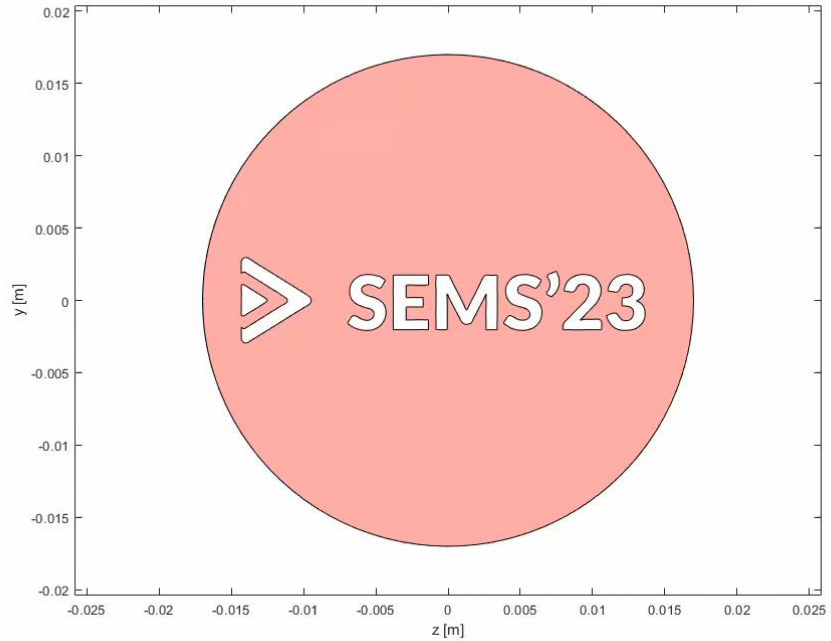
Ziarno okresowe z płaszczyzną symetrii



Modelowanie regresji ziarna



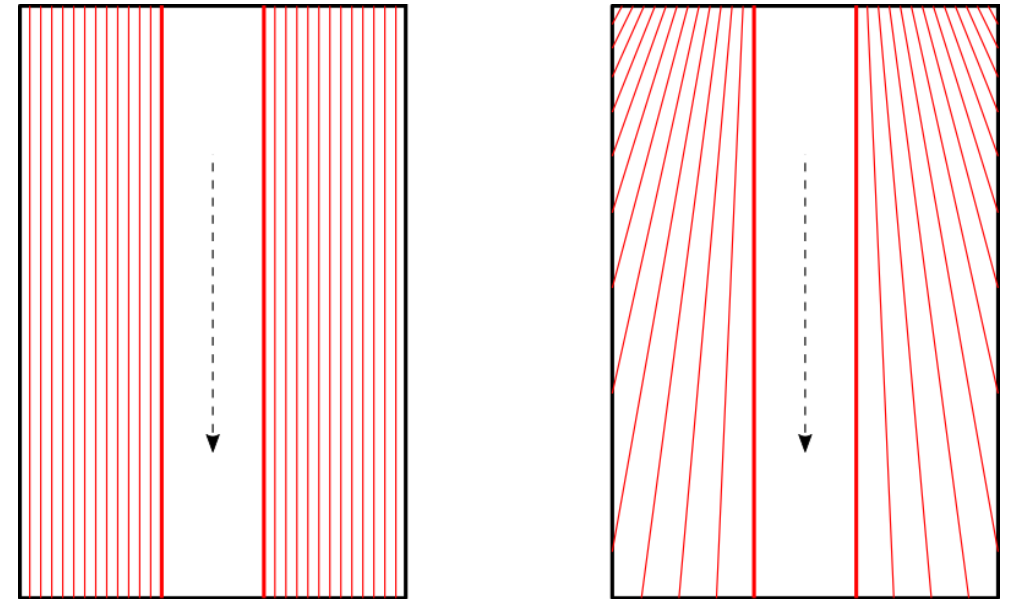
Modelowanie regresji ziarna



Możliwości programu

15

1. Symulowanie ziaren o jedno lub wielokanałowej geometrii
2. Generowanie danych niezbędnych do przeprowadzenia symulacji lotu rakiety
3. Wizualizacja ewolucji ziarna
4. Optymalizacja dyszy
5. Presymulacja ewolucji geometrii

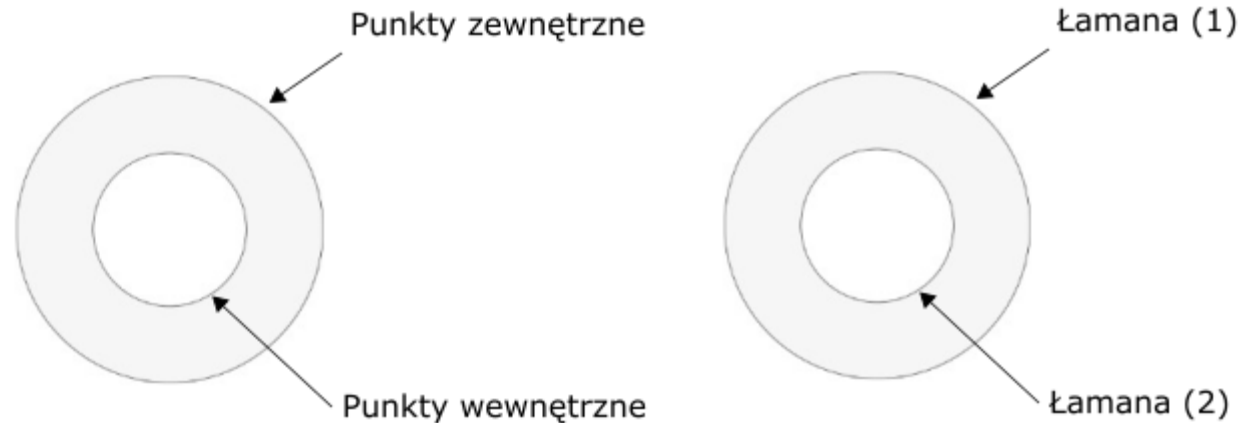


Wpływ spalania erozyjnego

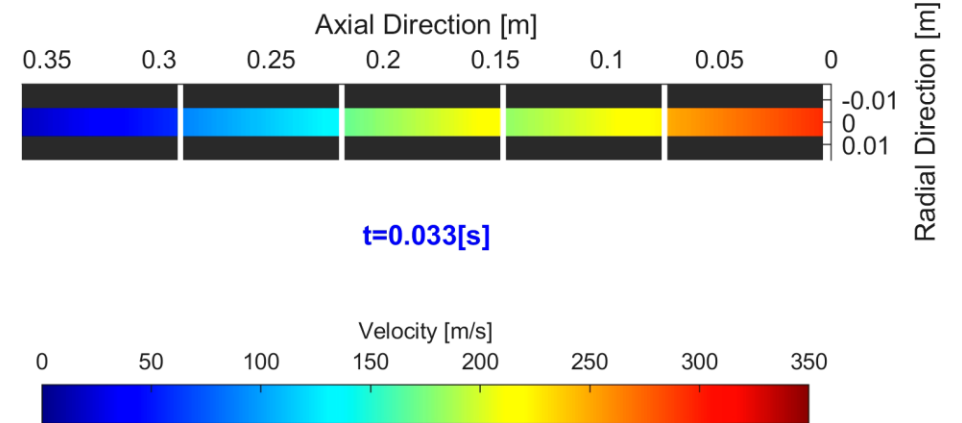
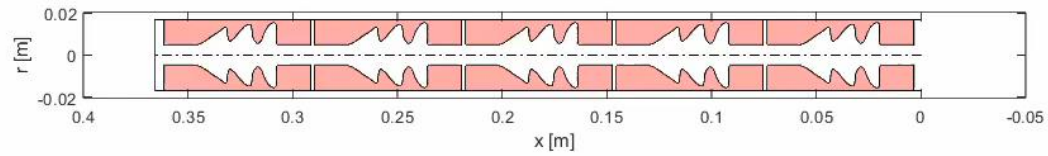
Ewolucja programu

16

1. Model geometryczny
 1. Zmiana metody definicji powierzchni spalania
 2. Wprowadzenie możliwości symulacji ziaren o dowolnym przekroju
2. Model fizyczny
 1. Wprowadzenie możliwości użycia zaawansowanych modeli spalania
 2. Implementacja modułu silników hybrydowych
 3. Implementacja jednowymiarowego modelu dyszy
3. Dodanie interfejsu graficznego



Wizualizacje



GUI

18

Rocket Propulsion Analysis Tool

File Help Tools

	Name	Top	Bott...	Inner	Outer	Dist.	Type	Instances	Slice height	Con...
1	FOK_34x1...	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.2915	axisymmetric	1	1.0000e-03	<input checked="" type="checkbox"/>
2	FOK_34x1...	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.2195	axisymmetric	1	1.0000e-03	<input checked="" type="checkbox"/>
3	FOK_34x1...	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.1475	axisymmetric	1	1.0000e-03	<input checked="" type="checkbox"/>
4	FOK_34x1...	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.0755	axisymmetric	1	1.0000e-03	<input checked="" type="checkbox"/>
5	FOK_34x1...	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	0.0035	axisymmetric	1	1.0000e-03	<input checked="" type="checkbox"/>

Add grain Copy grain Edit grain Remove grain Grain rotation tool



Motor geometry

Throat diameter: mm
Exit diameter: mm
Efficiency: -
Chamber volume: m³
Chamber cros area: m²
 Turn on pressure term in thrust equation

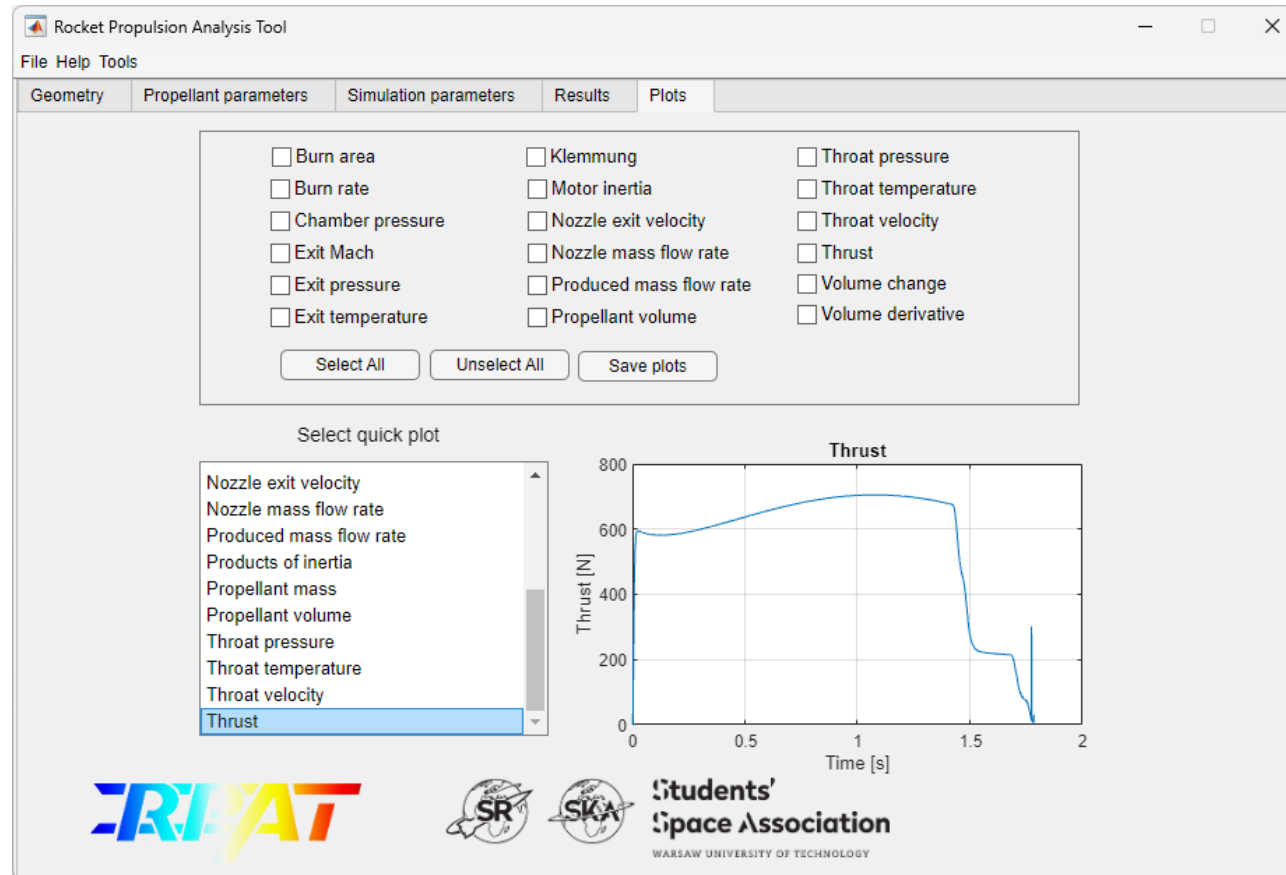
Perform nozzle optimization:
Throat tolerance: mm
Exit tolerance: mm
Allowed pressure: MPa
Max throat diameter: mm

Enable nozzle erosion
Nozzle erosion function:

Display Motor

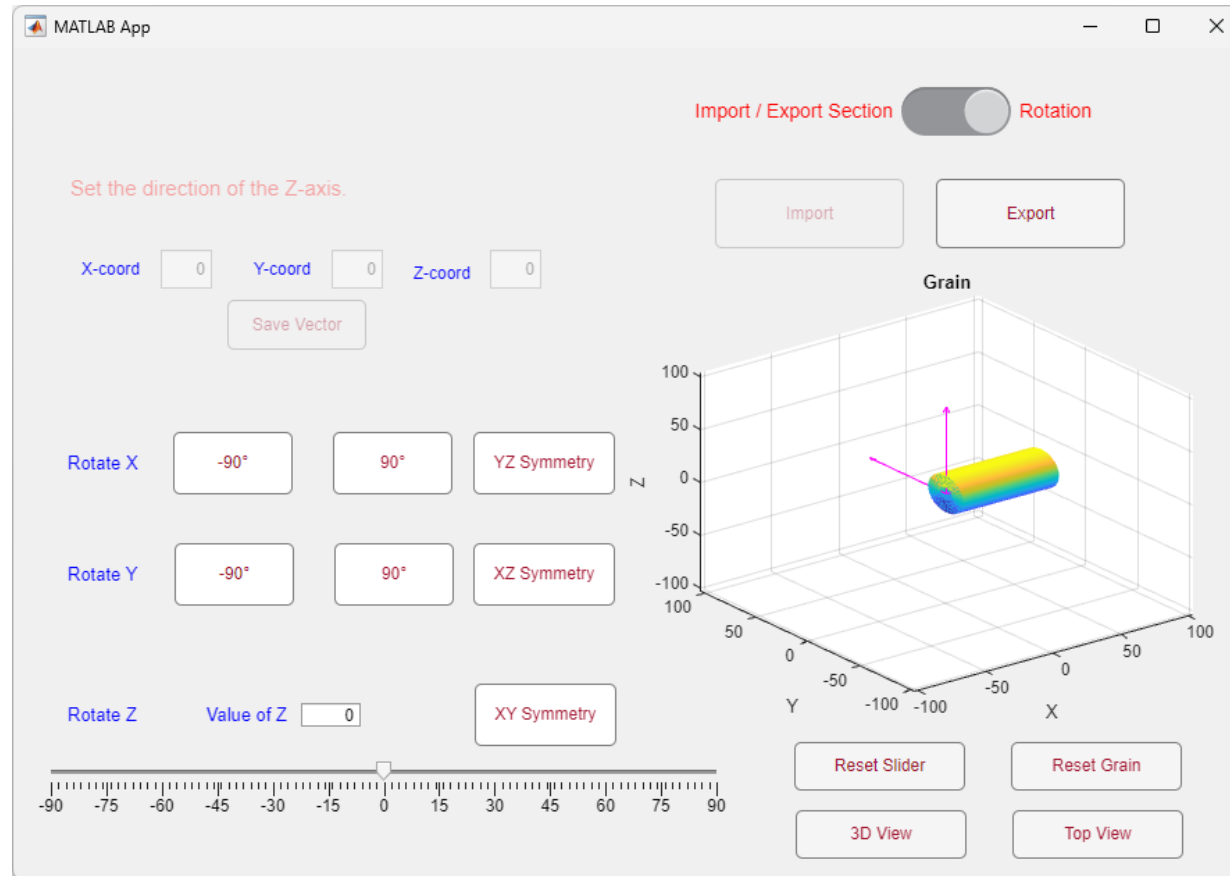
IRBAT   **Students' Space Association**
WARSAW UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

GUI



GUI

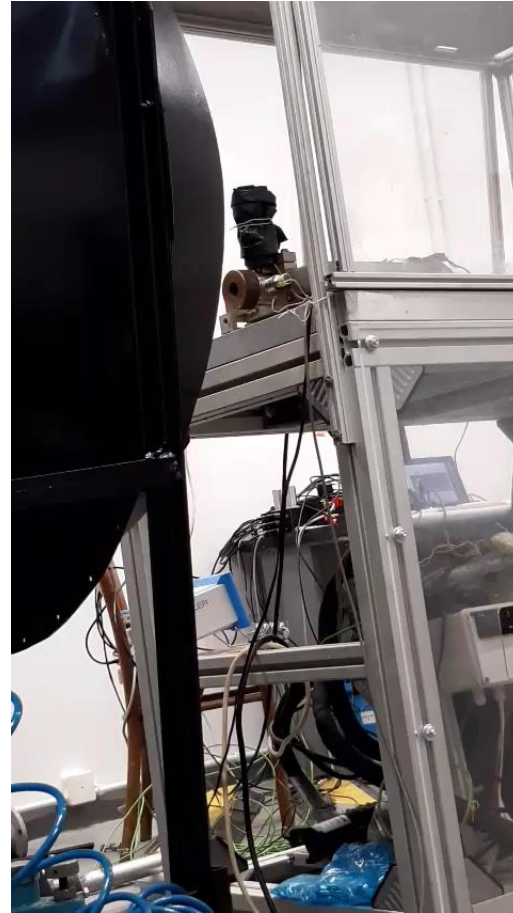
20



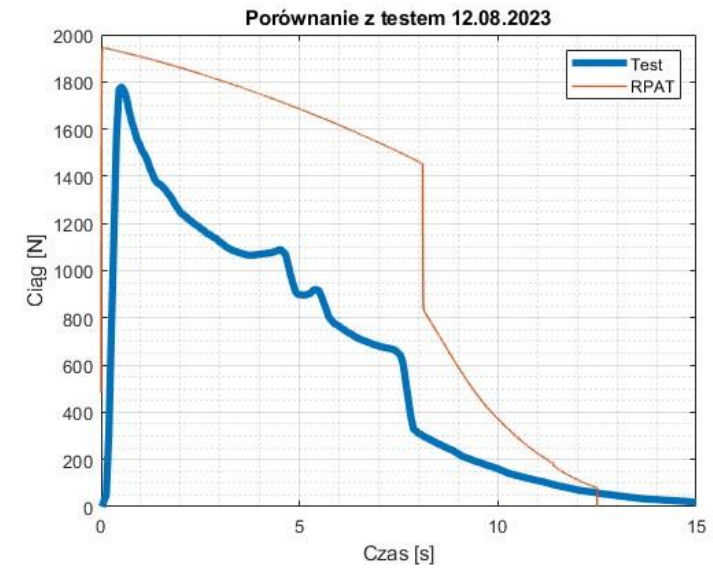
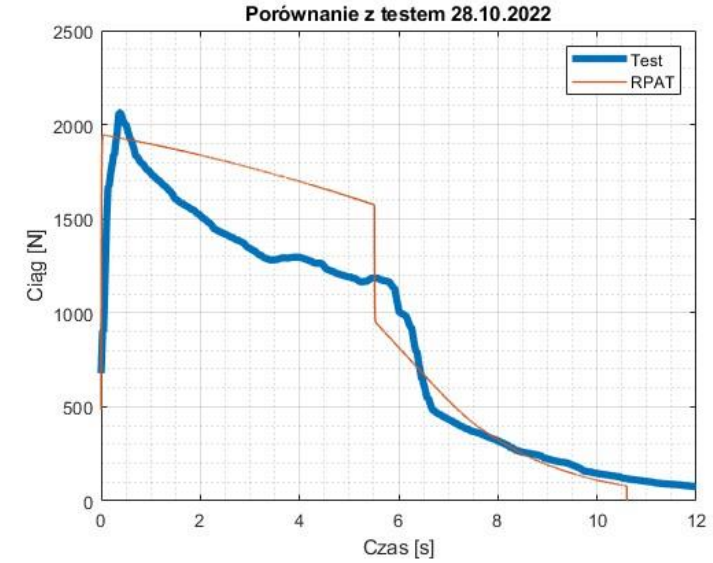
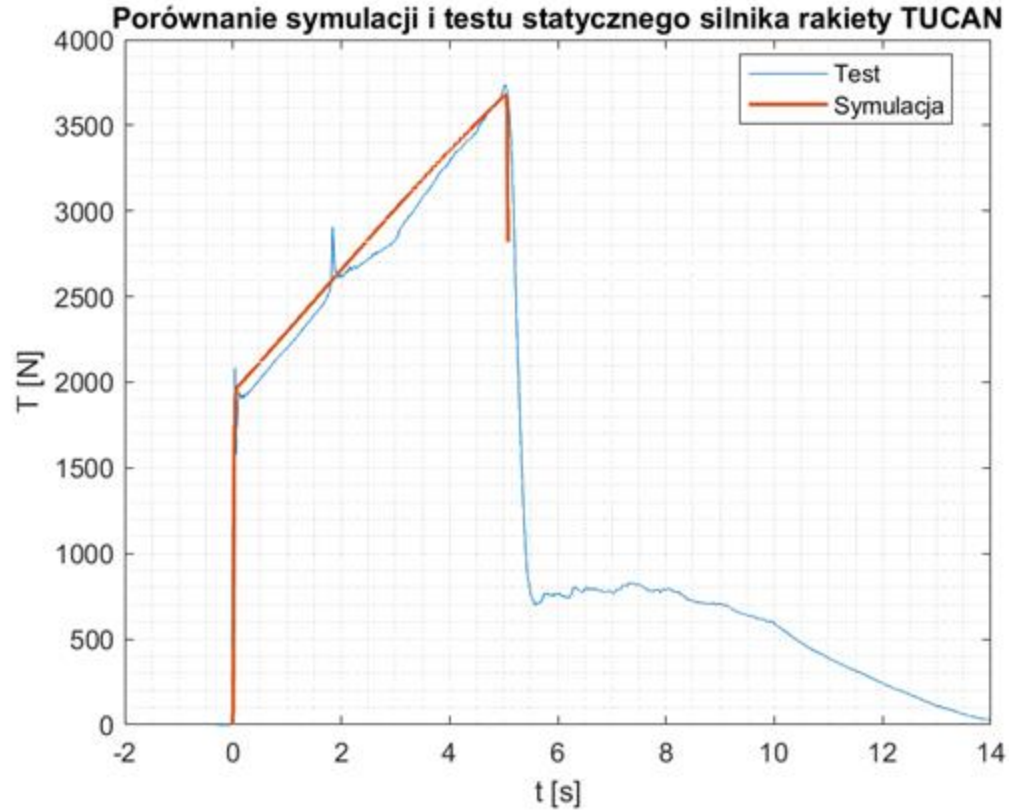
Zastosowanie

21

1. Projektowanie silników raketowych
2. Znajdowanie nieznanych parametrów silnika, analiza wyników testów
3. Walidacja nowych modeli fizycznych



Porównanie z testami



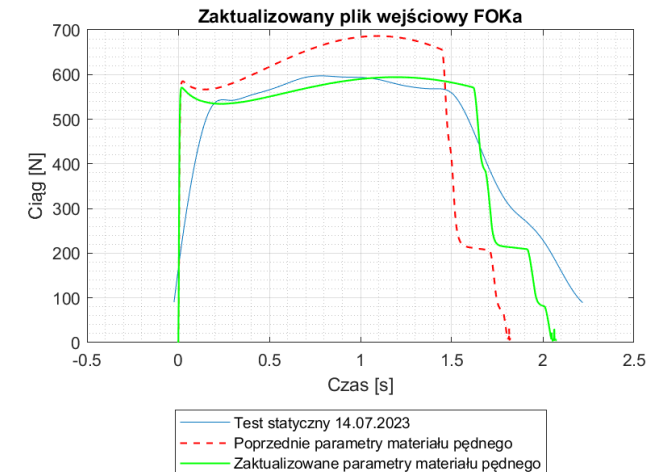
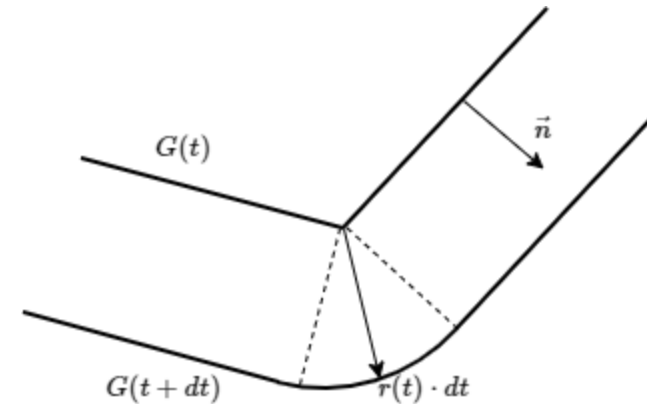
Ograniczenia

1. Geometria

1. Brak symulacji uskoków wzdłuż kanału ziarna
2. Uproszczenia w modelu symulacji ewolucji geometrii

2. Model fizyczny

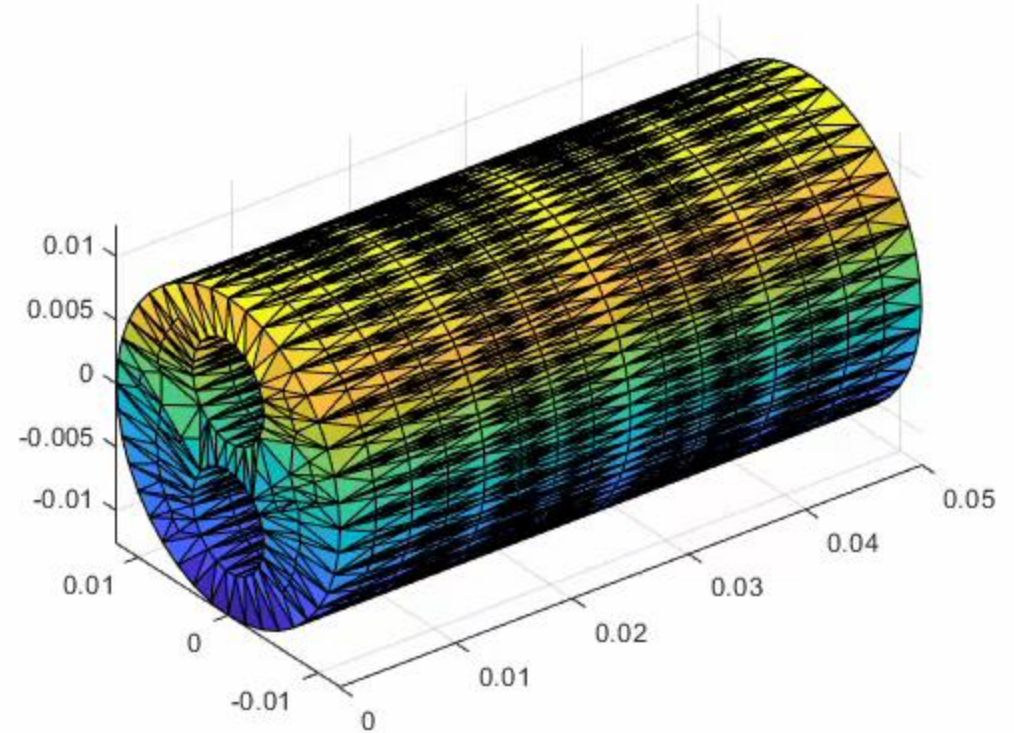
1. Brak symulacji zapłonu
2. Brak modelowania wytrzymałości komponentów silnika
3. Jednorodne ciśnienie w komorze spalania
4. Zakładana jednorodność materiału pędnego
5. Uproszczony model przepływu utleniacza
6. Nieuwzględniony wpływ lotu na parametry balistyczne silnika



Wyzwania

24

1. Możliwość symulowania bardziej zaawansowanych geometrii ziaren
2. Walidacja modeli fizycznych
3. Uwzględnianie kolejnych zjawisk fizycznych
4. Zdobywanie parametrów materiału pędnego potrzebnych do przeprowadzenia symulacji
5. Czas działania programu
6. Moduły kolejnych typów napędów
7. Utrzymanie jednakowej funkcjonalności w modułach programu
8. Wprowadzenie procedur walidacji i weryfikacji
9. Utrzymanie dobrej dokumentacji
10. Udostępnienie do użytku ogólnego



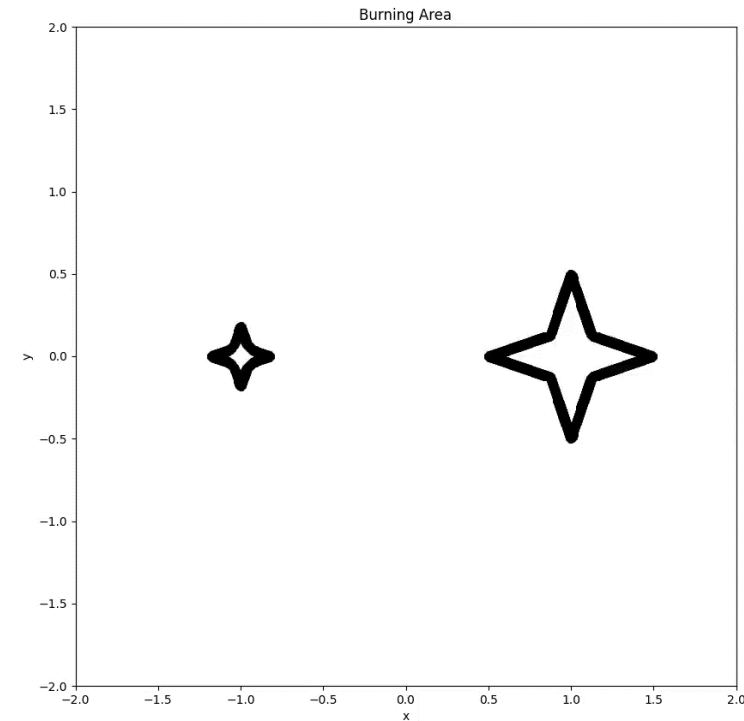
Efekty

25



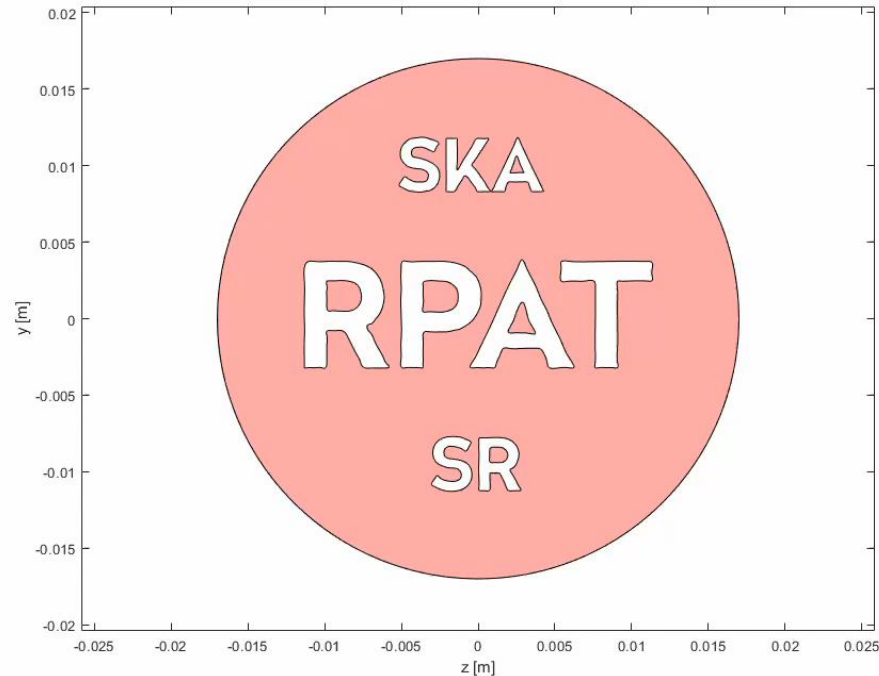
Plany na przyszłość

1. Rozwój modelu fizycznego
2. Implementacja solvera o zmiennym kroku czasowym
3. Automatyczna walidacja i weryfikacja działania programu
4. Przetestowanie innych metod symulacji ewolucji geometrii, na przykład fast marching method



Dziękujemy za uwagę!

27



Autorzy:

Olgierd Skromak, Bartosz Hyży, Mateusz Sochacki,
Michał Tomporowski, Mateusz Zagórski