



***NUMERYCZNA ANALIZA  
WPŁYWU GEOMETRII  
DYSZY NA OSIĄGI SILNIKA  
RAKIETOWEGO***





# Plan prezentacji

1. Ogólne informacje o silnikach raketowych
2. Klasyfikacja silników raketowych
3. Główne charakterystyki silników raketowych
4. Dysze silników raketowych
5. Analiza CFD wybranych dysz silników raketowych
6. Prezentacja uzyskanych wyników
7. Podsumowanie



Źródło: eurekaalert.org





# Ogólne informacje

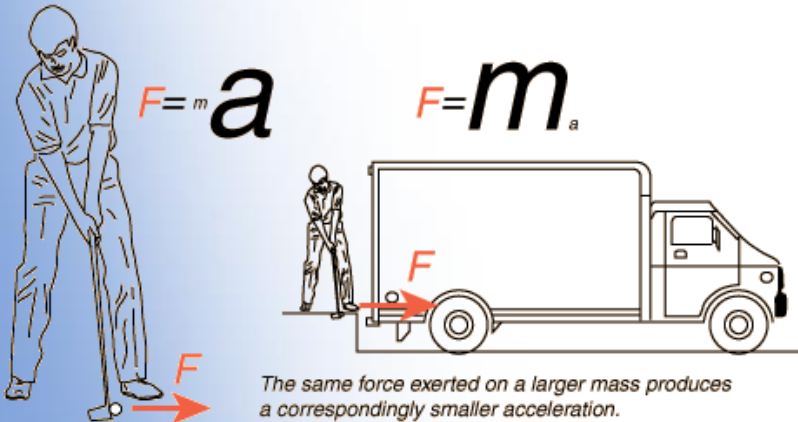
## Drugie prawo dynamiki Newtona:

*siła jest równa iloczynowi masy  $m$  i przyspieszenia  $a$  ( $F = ma$ ).*

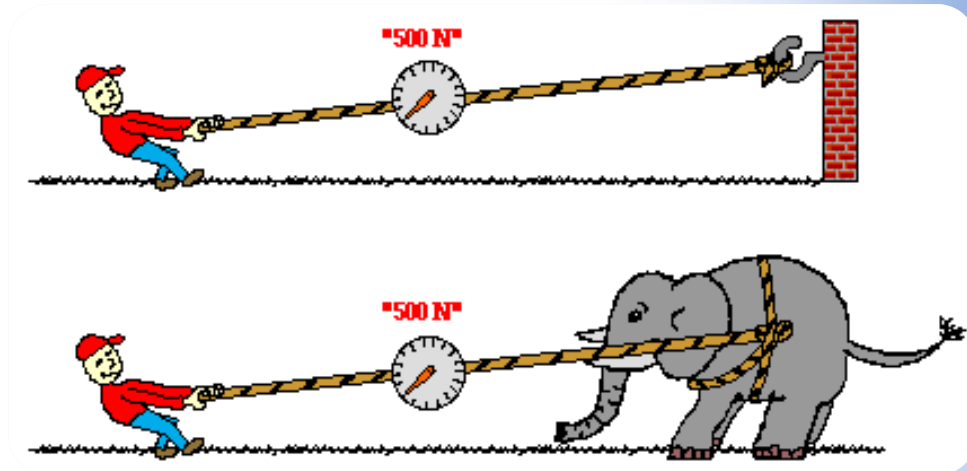
## Trzecie prawo dynamiki Newtona:

*jeśli ciało A działa na ciało B pewną siłą, to ciało B działa na ciało A siłą o takiej samej wartości, takim samym kierunku, lecz o przeciwnym zwrocie.*

Źródło: physicsclassroom.com

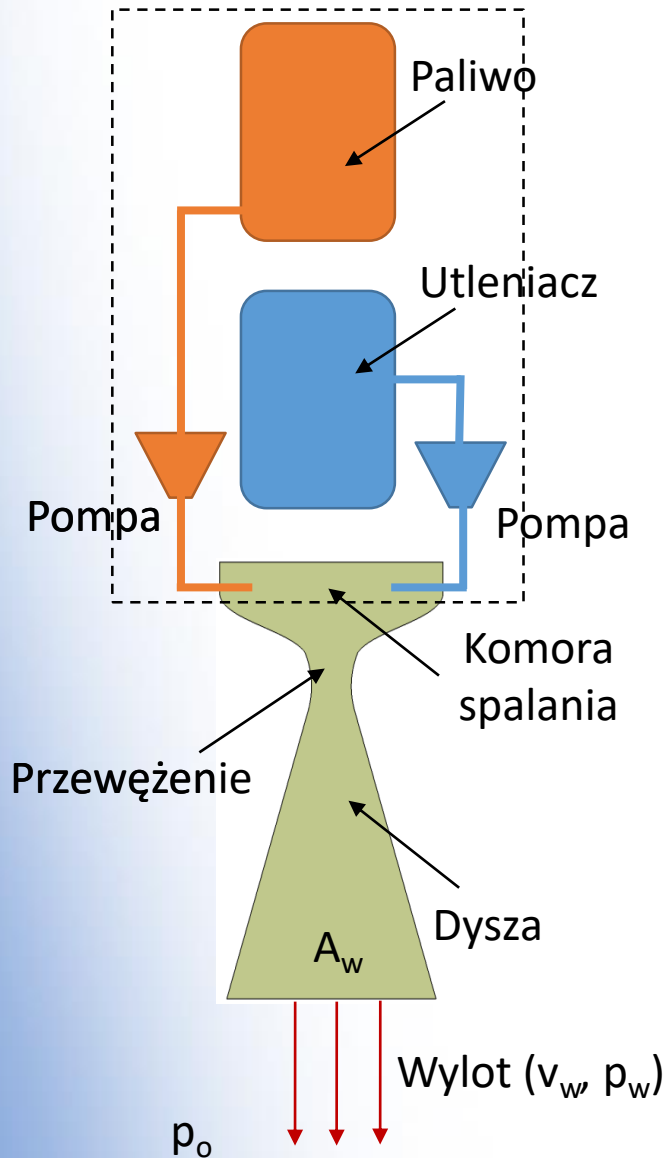


Źródło: ibphysicsstuff.wikidot.com





# Ogólne informacje



Silnik raketowy to silnik, który wykorzystuje zjawisko **odrzutu** do wytwarzania siły ciągu. Niezbędny do pracy zasób energii i czynnika roboczego stanowi część samego silnika.

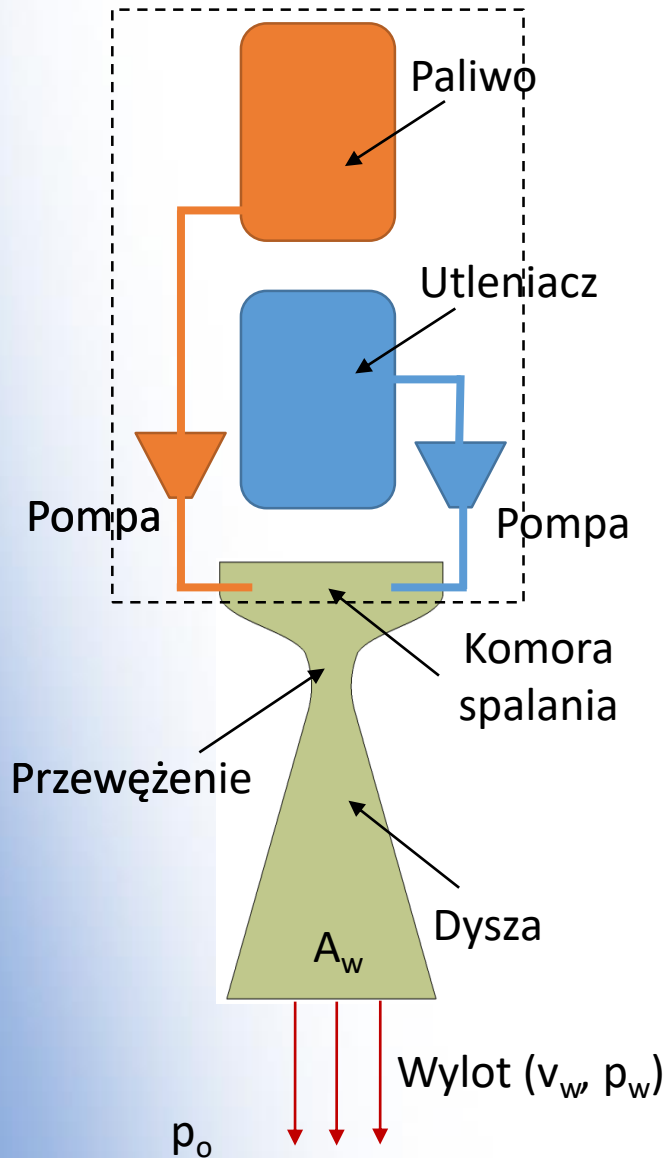
Napęd ten nie wykorzystuje zewnętrznych źródeł masy i energii, to znaczy nie pobiera utleniacza z otoczenia. Umożliwia to stosowanie go zarówno w atmosferze ziemskiej jak i poza nią, a także pod wodą.

Źródło: spacequotations.com





# Ogólne informacje



Energia zakumulowana w silniku raketowym jest zamieniana w energię kinetyczną strumienia masy czynnika roboczego odrzucanego na zewnątrz.

Reakcja wypływu tego strumienia jest siłą napędową (ciągiem), która bezpośrednio działa na silnik:

$$F = \dot{m} \cdot v_w + (p_w - p_o) \cdot A_w$$





# Zastosowanie

Napędy raketowe są stosowane w szeroko pojętej technice kosmicznej i militarnej. Ponadto znajdują zastosowanie w:

- wynoszeniu w górne warstwy atmosfery aparatury meteorologicznej, geofizycznej i telekomunikacyjnej
- transporcie ludzi i ładunków w przestrzeń kosmiczną
- w lotnictwie jako pomocniczy napęd startowy i uzupełniający

Źródło: news.itu.int



Źródło: defense-update.com



Źródło: engadget.com

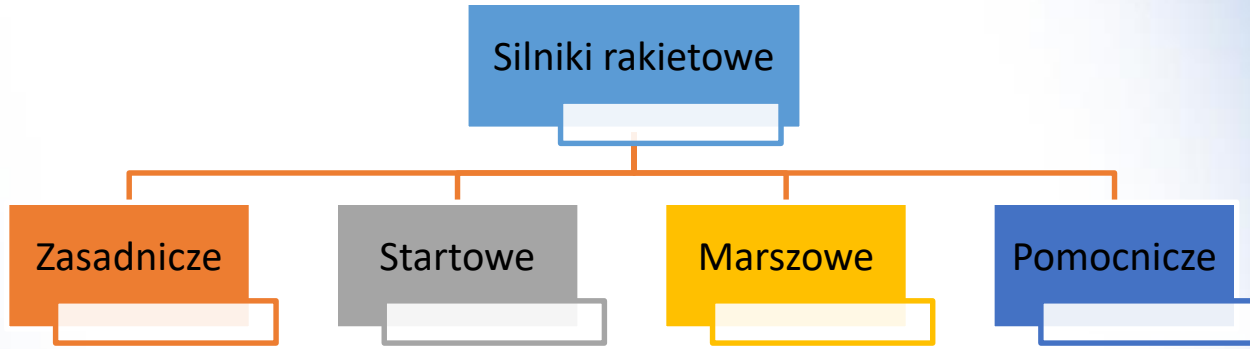




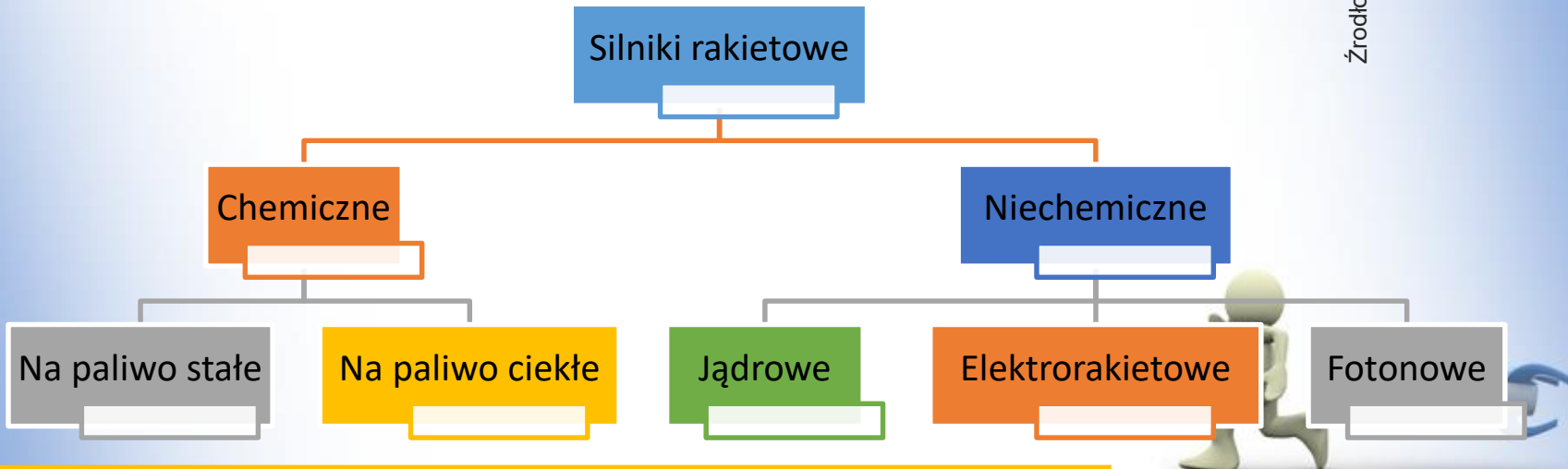
# Klasyfikacja silników rakietowych

Silniki rakietowe podzielić można ze względu na:

- przeznaczenie



- źródło energii



Źródło: Torecki – Silniki rakietowe



# Charakterystyka silników raketowych

Prędkość rakiety zużywającej paliwo podczas lotu (zmniejszającej swoją masę) określona jest za pomocą **wzoru Ciołkowskiego**:

$$v_r = v_w \cdot \ln \frac{m_0}{m}$$

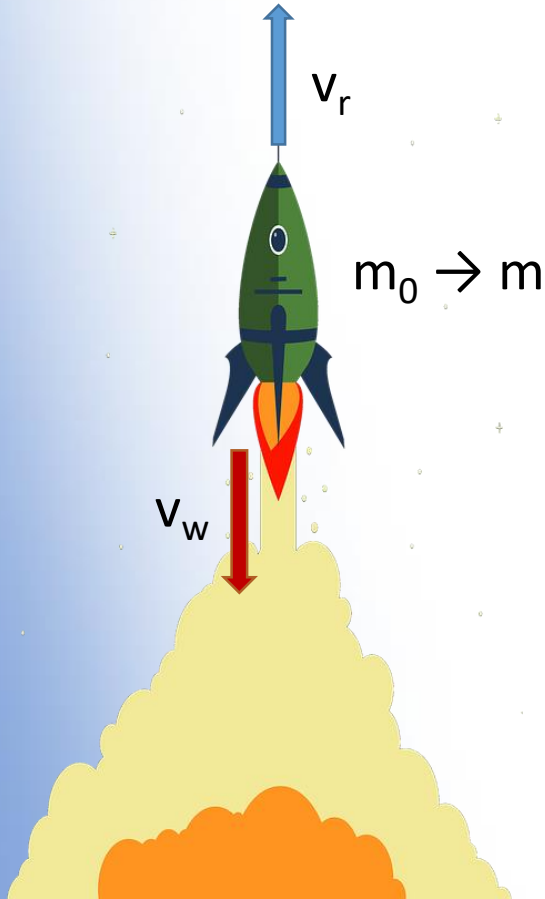
Gdzie:

$v_r$  – prędkość końcowa rakiety,

$v_w$  – prędkość strumienia czynnika roboczego (gazów wylotowych) mierzona w układzie odniesienia związanym z rakieta, tzw. impuls właściwy

$m_0$  – masa początkowa rakiety z paliwem,

$m$  – masa końcowa rakiety, tj. bez paliwa



Źródło: pixabay.com







# Charakterystyka silników raketowych

Jednym z parametrów silnika raketowego jest **impuls właściwy** równy ilorazowi siły ciągu i strumienia wyrzucanej masy w jednostce czasu:

$$I = v_w = \frac{F \cdot \Delta t}{\Delta m} = \frac{\Delta p}{\Delta m} \quad \left(\frac{m}{s}\right)$$

Impuls właściwy można również wyrazić jako iloraz siły ciągu i strumienia wyrzucanej masy w jednostce czasu przypadający na ciężar wyrzucanego paliwa w jednostce czasu:

$$I = \frac{F \cdot \Delta t}{\Delta(mg)} \quad (s)$$





# Charakterystyka silników raketowych

Impuls właściwy wyrażony w sekundach mówi nam **jak długo czynnik roboczy jest w stanie przyspieszać swoją własną masę w warunkach przyspieszenia ziemskiego.**

Im dłużej jest w stanie zapewniać przyspieszenie, tym większą prędkość końcową uzyska obiekt (rakietę).

Innymi słowy impuls właściwy mówi nam jak długo silnik raketowy jest w stanie wytwarzać jednostkę siły ciągu do momentu spalania jednostki ciężaru paliwa.

Silniki wykorzystujące paliwo i utleniacz w ciekłej formie mają impuls właściwy wynoszący do 300-400 s. Rakiety na paliwo stałe mają niższy impuls właściwy nieprzekraczający 300 s.





# Silnik na paliwo stałe



Źródło: commons.wikimedia.org

Pierwsze rakiety wyposażone w silniki raketowe na paliwo stałe były to rakiety prochowe stosowane w XVIII i XIX wieku.

W latach 30. XX wieku zastąpiono proch czarny prochem artyleryjskim, co poskutkowało wzrostem charakterystyk użytkowych tego rodzaju napędu.

Proch artyleryjski z domieszkami formowano w kształcie lasek. Taka konstrukcja umożliwiała równomierne spalanie powierzchniowe.







# Silnik na paliwo stałe

Zmiana technologii produkcji lasek paliwowych umożliwiła częściowe wyeliminowanie wymienionych wad.

Do **zalet** tego rodzaju napędu można zaliczyć:

- zwartą i prostą konstrukcją,
- łatwe warunki przechowywania,
- gotowość użycia w różnych warunkach środowiskowych.

Obecnie jako paliwo stałe wykorzystywane są:

- **paliwa jednorodne** (koloidalne), będące modyfikacjami prochów artyleryjskich,
- **paliwa niejednorodne**, będące mieszaniną organicznych substancji palnych i nieorganicznych utleniaczy.





# Silnik na paliwo stałe



Źródło: NASA

Pierwsze koncepcje raket wyposażonych w silniki raketowe na paliwo ciekłe pojawiły się na początku XX wieku.

Z kolei pierwszy lot takiej rakiety odbył się w 1926 r. Skonstruował ją amerykański profesor Robert Goddard.

Rakiety o tego rodzaju napędzie szybko znalazły praktyczne przeznaczenie. Niemieccy inżynierowie pod przewodnictwem Wernera von Brauna prowadzili prace nad raketowym pociskiem balistycznym V-2.



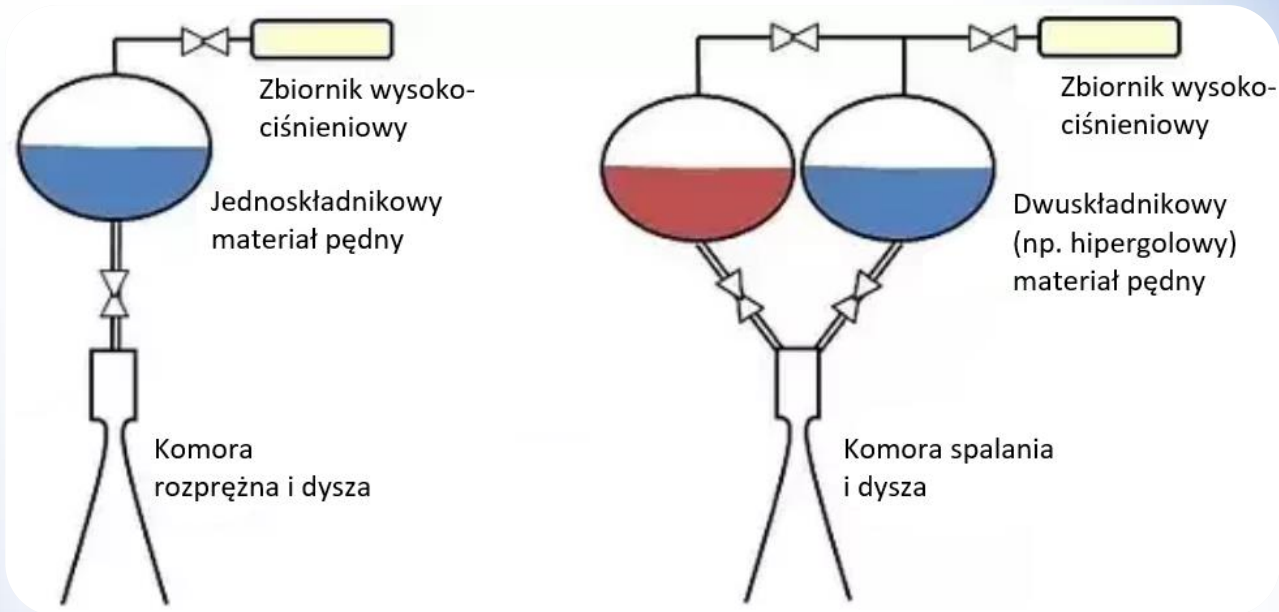


# Silnik na paliwo ciekłe





# Silnik na paliwo ciekłe



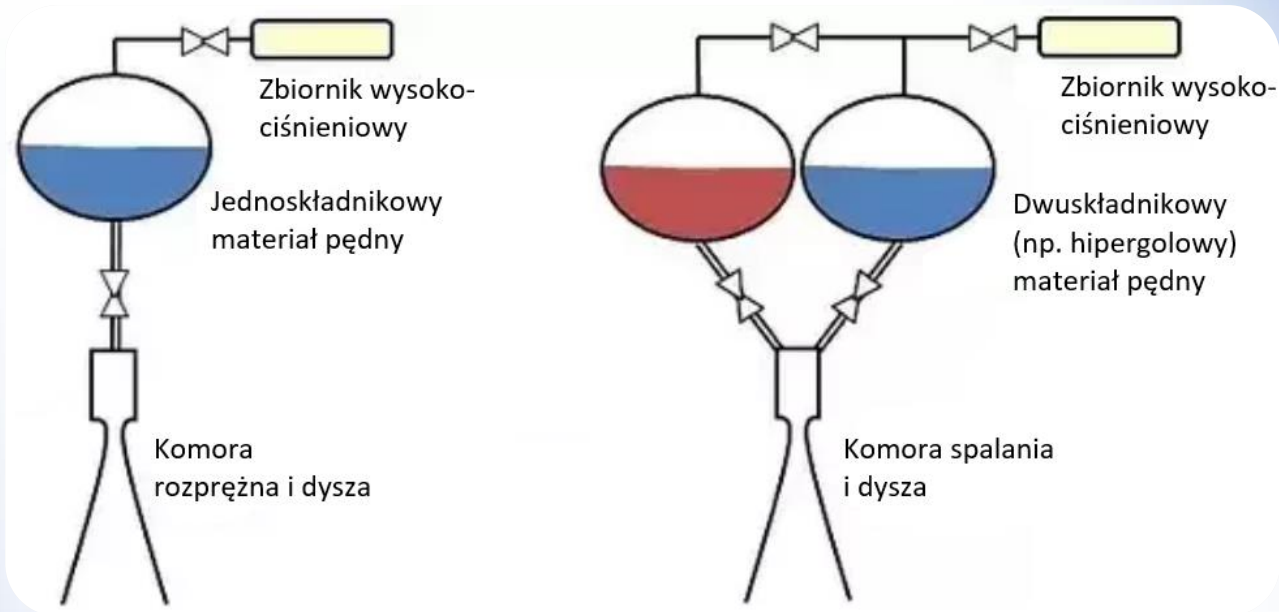
W silnikach na paliwo ciekłe wykorzystuje się **jedno-** lub **dwuskładnikowe** materiały pędne. **Materiał jednoskładnikowy** to na przykład nadtlenek wodoru  $H_2O_2$  lub hydrazyna  $N_2H_4$ . Mimo iż zapewniają one niższą wydajność i ciąg w porównaniu do paliw dwuskładnikowych, to dzięki prostej konstrukcji silników znajdują zastosowanie w systemach kontroli położenia.







# Silnik na paliwo ciekłe

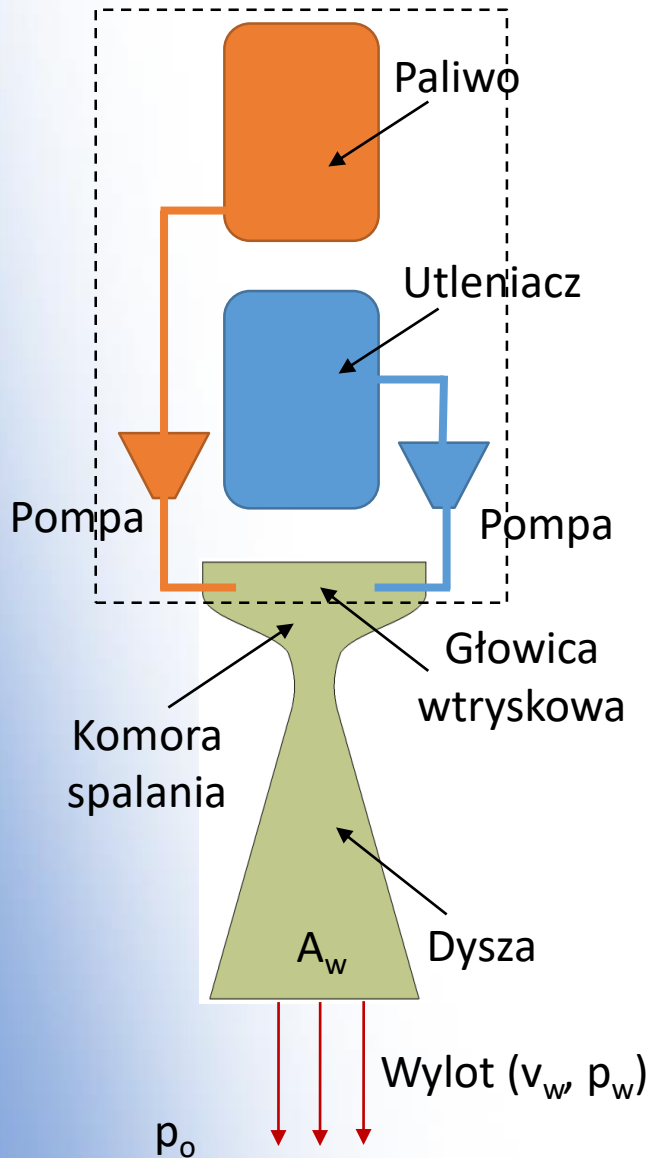


Jako **paliwa dwuskładnikowe** najczęściej wykorzystuje się **paliwa kriogeniczne**, czyli **paliwa** gazowe skondensowane i schłodzone do postaci ciekłej. Przykłady to: tlen-wodór oraz tlen-węglowodór. Pierwsze zapewniają wysoki impuls właściwy i stosowane są do misji na dużych wysokościach, zaś te drugie wykorzystywane są jako silniki pomocnicze.





# Silnik na paliwo ciekłe



Paliwo oraz utleniacz transportowane ze zbiorników są przez pompy do głowicy wtryskowej.

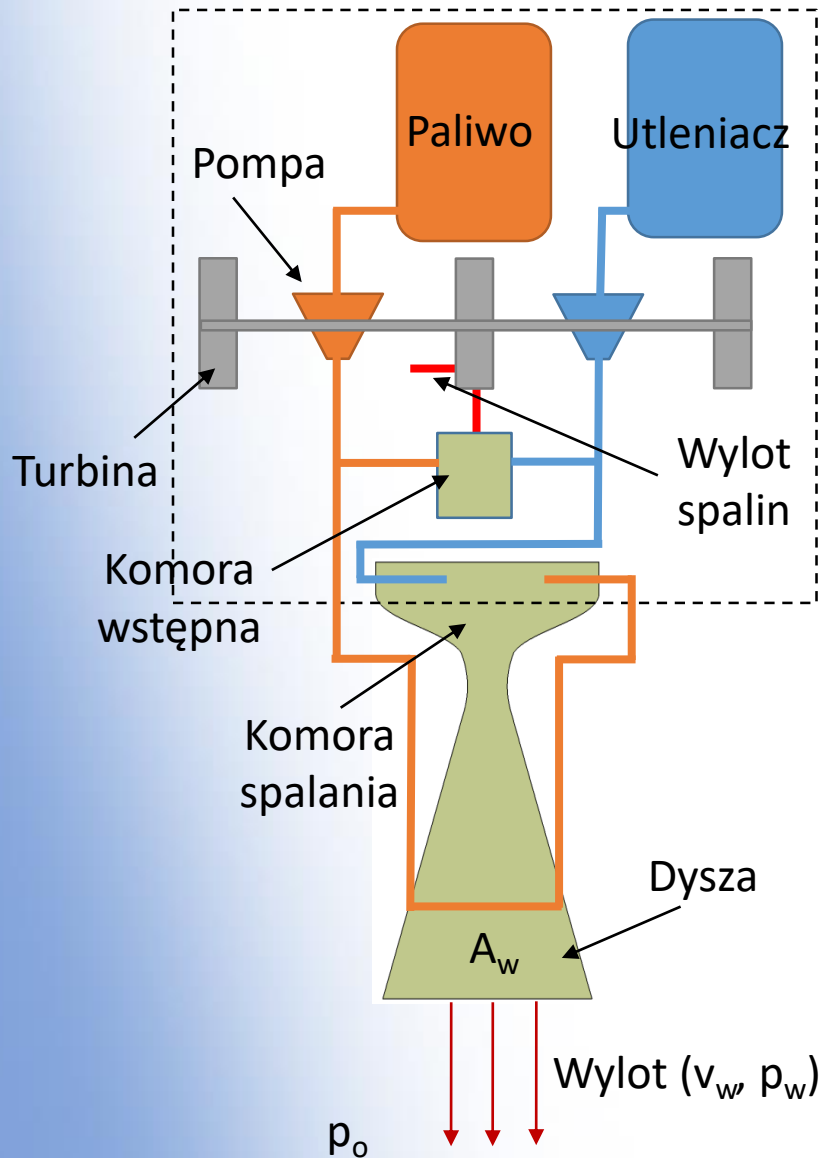
Głowica wtryskowa odpowiedzialna jest za właściwe rozprowadzenie i wymieszanie składników w cylindrycznej komorze spalania.

Następnie mieszanka zapala się i przepływa przez dyszę, konwertując energię termodynamiczną na energię kinetyczną, dzięki której rakieta generuje siłę ciągu.





# Silnik na paliwo ciekłe



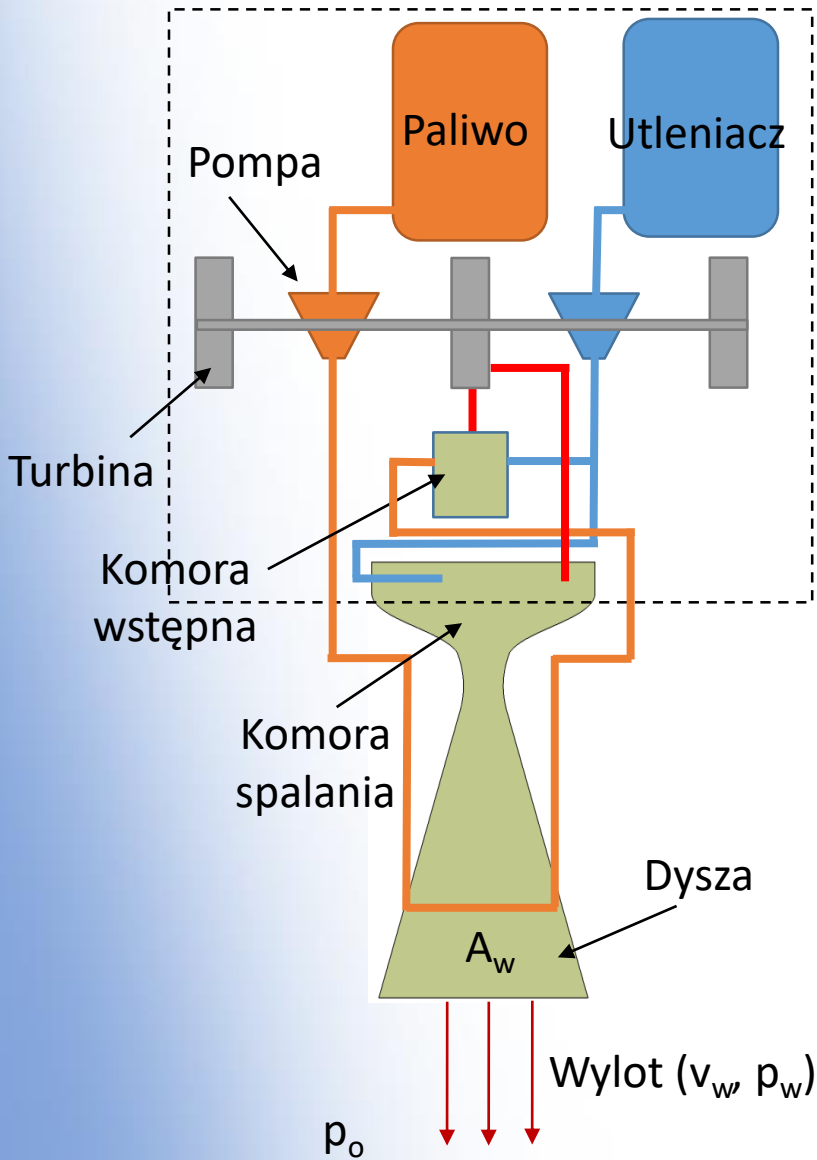
Silniki na dwuskładnikowe paliwo ciekłe mogą pracować w jednym z trzech cykli:

- **cykl generatora gazowego,**
- cykl spalania stopniowego,
- cykl rozszerzania się.





# Silnik na paliwo ciekłe



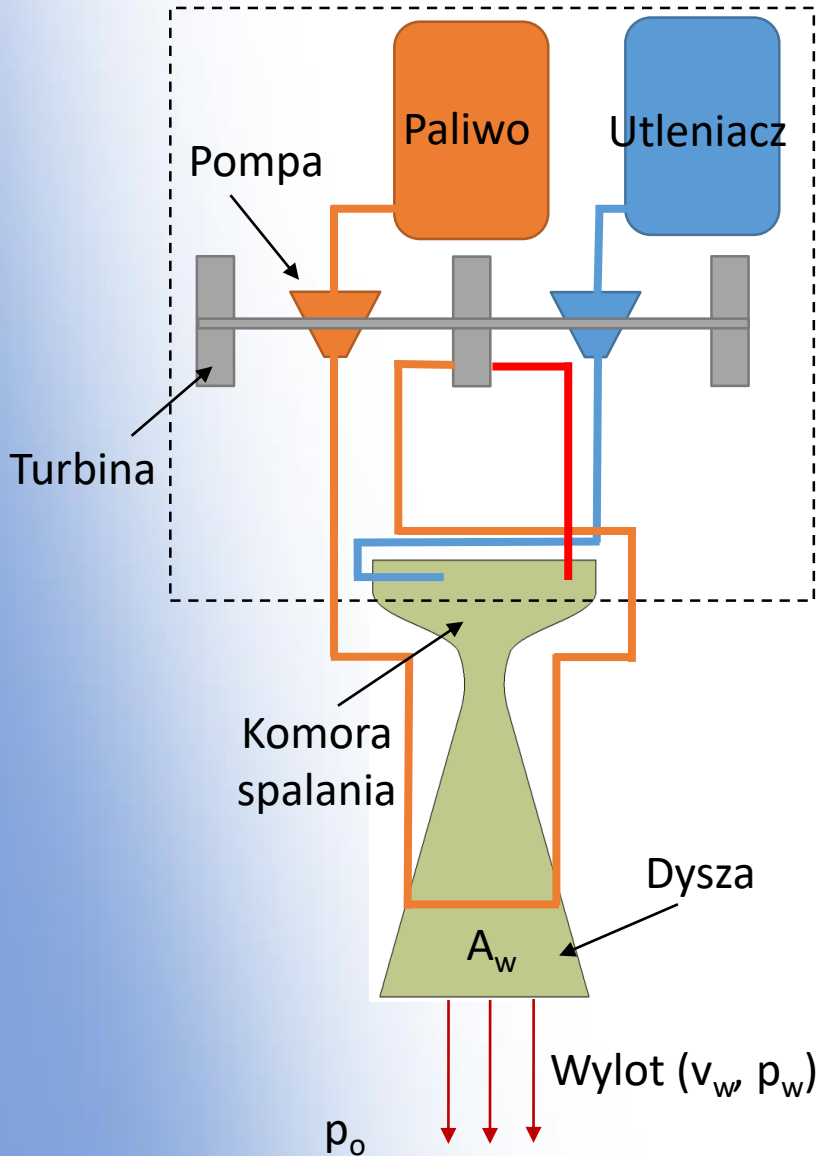
Silniki na dwuskładnikowe paliwo ciekłe mogą pracować w jednym z trzech cykli:

- cykl generatora gazowego,
- **cykl spalania stopniowego,**
- cykl rozszerzania się.





# Silnik na paliwo ciekłe



Silniki na dwuskładnikowe paliwo ciekłe mogą pracować w jednym z trzech cykli:

- cykl generatora gazowego,
- cykl spalania stopniowego,
- **cykl rozszerzania się.**







# Silnik na paliwo ciekłe

Do **zalet** tego rodzaju napędu można zaliczyć:

- Uzyskiwanie wyższego impulsu właściwego w porównaniu do paliw stałych.
- Możliwość zastosowania stosunkowo lekkich zbiorników

**Wady** silników na paliwo ciekłe to:

- specyficzne warunki przechowywania paliwa
- Konieczność transportowania utleniacza na pokładzie rakiety w przypadku wykorzystywania paliw dwuskładnikowych
- Występowanie szeregu problemów technicznych związanych z: rozkładem paliwa w zbiornikach, generowanymi drganiami, zagadnieniami przepływowymi.





# Przykłady silników raketowych

## NK-33 i NK-43



Źródło: NASA

Rodzina silników opracowana przez radzieckie biuro konstrukcyjne Kuzniecowa na przełomie lat 60 i 70 ubiegłego wieku. Jest to silnik na paliwo ciekłe zasilany RP-1 (Refined Petroleum 1) oraz ciekłym tlenem. Stosowany do dzisiaj w raketach Sojuz-2-1.

Parametr	Wartość
Masa	1240 kg
Średnica	2 m
Ciąg	1510 kN
Impuls właściwy	297 s (2,91 km/s)
Ciąg do ciężaru	137

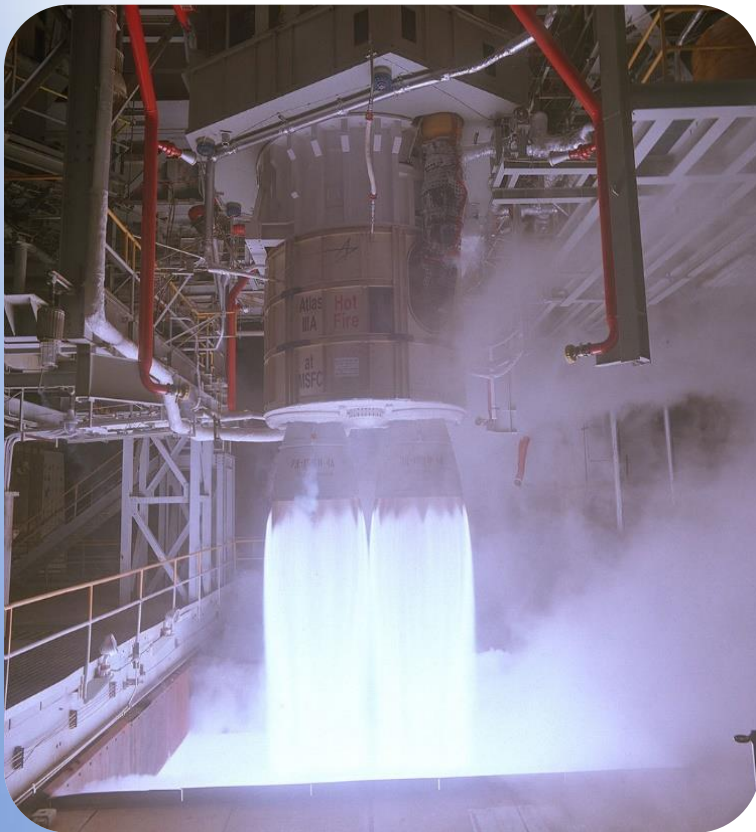






# Przykłady silników raketowych

## RD -180



Źródło: NASA

Rosyjski silnik raketowy produkowany od 2000 roku. Obecnie produkowany w ramach współpracy USA i Rosji. Wykorzystywany do startów rakiet typu Atlas V. Jest to silnik na paliwo ciekłe zasilany naftą oraz ciekłym tlenem.

Parametr	Wartość
Masa	5480 kg
Średnica	3,15 m
Ciąg	3830 kN
Impuls właściwy	311 s (3,05 km/s)
Ciąg do ciężaru	78,4





# Przykłady silników raketowych

## SpaceX Merlin



Źródło: SpaceX

Rodzina silników opracowana przez firmę SpaceX przeznaczona do raket Falcon. Jest to silnik na paliwo ciekłe zasilany RP-1 (Refined Petroleum 1) oraz ciekłym tlenem.

Parametr	Wartość
Masa	470 kg
Średnica	1,25 m
Ciąg	854 kN
Impuls właściwy	282 s (2,77 km/s)
Ciąg do ciężaru	179,8





# Przykłady silników rakiетowych



## Starlink Mission – Falcon 9 Rocket



# Przykłady silników raketowych

## SpaceX Raptor



Źródło: SpaceX



Źródło: NASA

Nowa generacja silników raketowych opracowana przez firmę SpaceX mająca na celu zastąpienie dotychczasowego napędu w raketach Falcon. Jest to silnik na kriogeniczne paliwo ciekłe (metan) oraz ciekły tlen.

Parametr	Wartość
Masa	1500 kg
Średnica	1,3 m
Ciąg	2000 kN
Impuls właściwy	330 s (3,2 km/s)
Ciąg do ciężaru	170

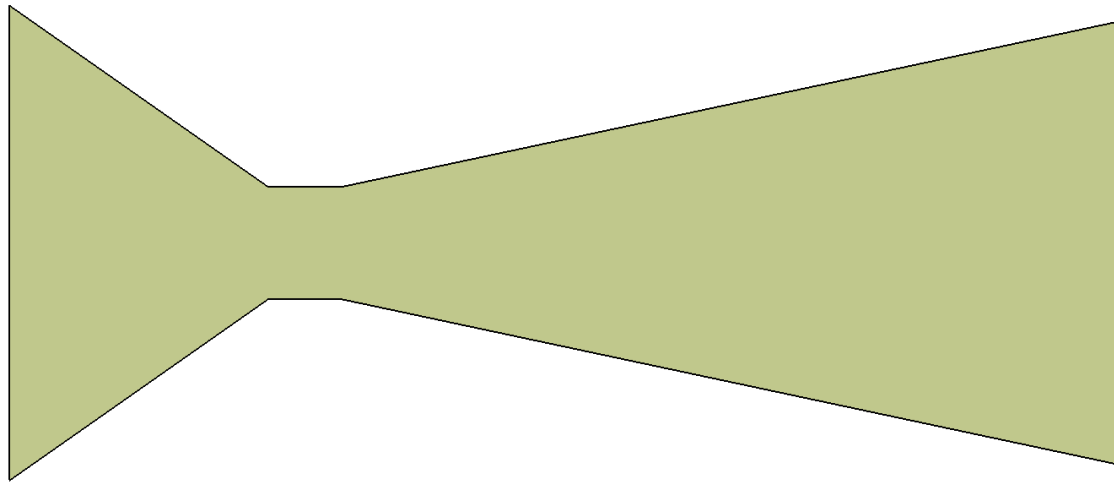




# Dysze silników raketowych

**Dyszą** nazywamy kanał przepływowy o zmiennym przekroju poprzecznym, wzdłuż którego czynnik rozpręża się zwiększając swą prędkość.

Główne zadanie dysz w silnikach raketowych to **konwersja energii** cieplnej wyzwolonej w komorze spalania na energię kinetyczną, która umożliwia wytworzenie siły ciągu.





# Dysze silników raketowych

Opis zjawisk przepływowych i termodynamicznych dla gazu przepływającego przez dyszę jest bardzo trudny. Z tego względu analizę tego zagadnienia sprowadza się do **wyidealizowanego ustalonego jednowymiarowego przepływu izentropowego o stałym składzie chemicznym i ciepłe właściwym.**

Nawet przy szeregu uproszczeń równanie opisujące zmianę energii ma rozbudowaną postać:

$$\boxed{I_{0-0}} + \boxed{\frac{m \cdot w_0^2}{2}} + \boxed{m \cdot g \cdot H_0} + \boxed{Q_{z0-a}} = I_2 + \frac{m \cdot w_a^2}{2} + m \cdot g \cdot H_a$$

Entalpia

E. kinetyczna

E. potencjalna

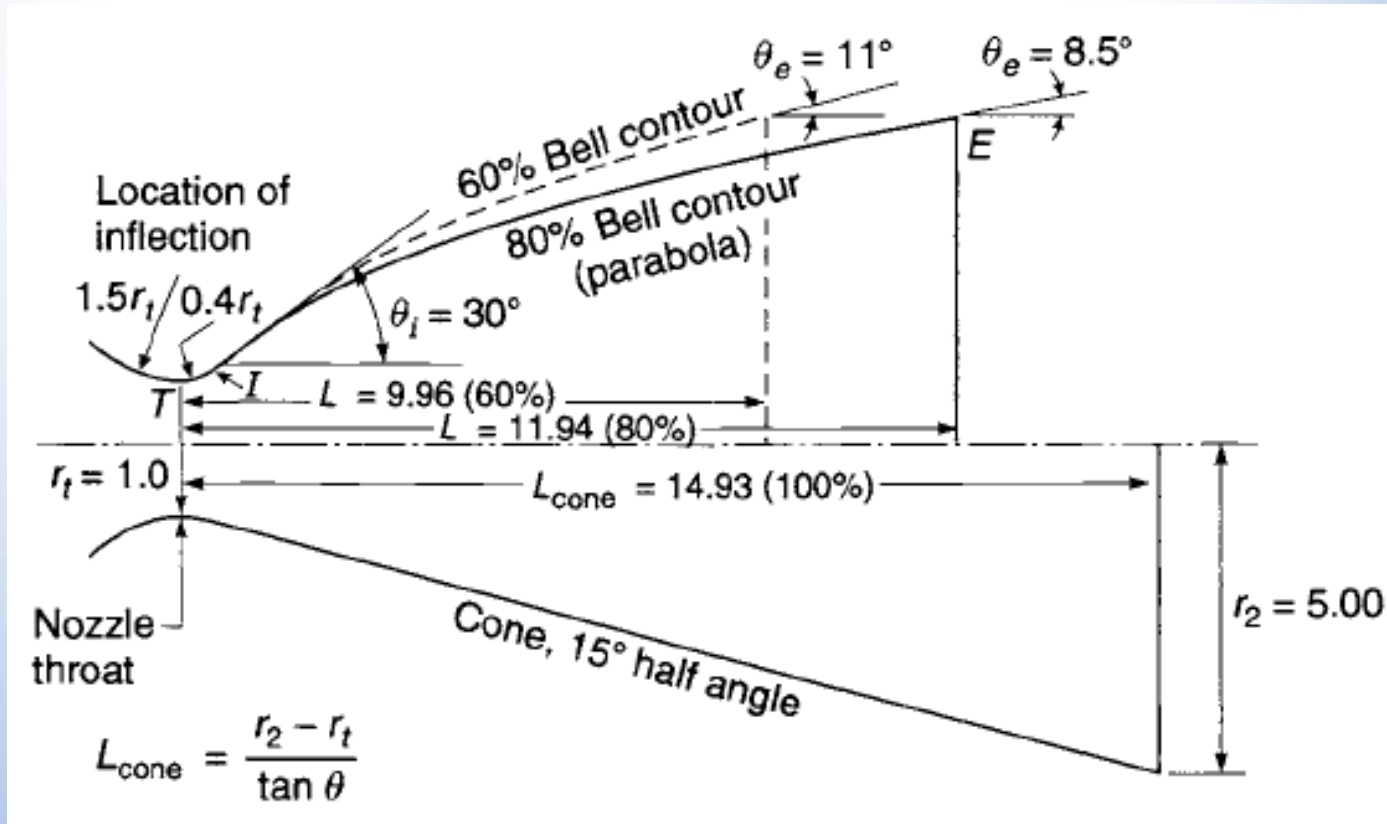
E. cieplna





# Dysze silników rakietowych

Ponadto opis geometrii dyszy wymaga zdefiniowania szeregu parametrów:



Źródło: Sutton – Rocket Propulsion Elements

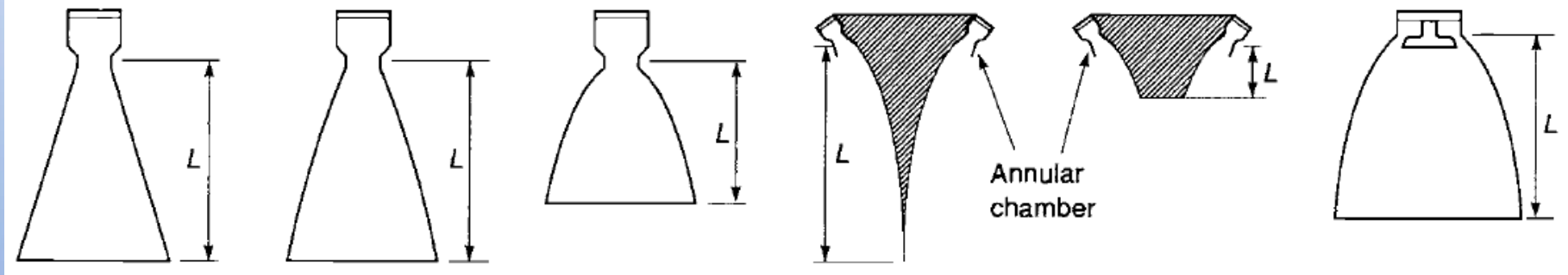




# Dysze silników raketowych

Ze względu na kształt wyróżnia się następujące rodzaje dysz:

Źródło: Sutton – Rocket Propulsion Elements



Stożkowa

Dzwonowa

Dzwonowa  
skrócona

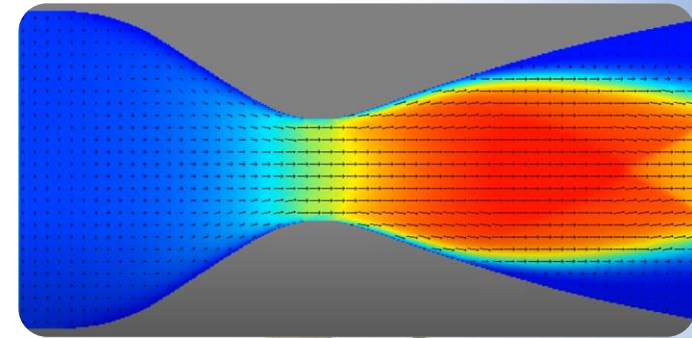
Aerospike  
(stożek  
wewnętrzny)

Aerospike  
obcięta

Rozszerzająco-  
rozprężna

W celu uzyskania przepływu naddźwiękowego wykorzystuje się **dysze de Laval**. W dyszach tych przekrój najpierw zwęża się, a następnie rozszerza.

Źródło: YouTube Robert Wray







# Dysze silników raketowych

Ponadto wyróżnia się:

- **dysze stałe** (proste),
- **ruchome** (ze sterowanym wektorem ciągu),
- **dysze zanurzone** (z częścią schowaną wewnątrz komory spalania),
- **dysze wsuwane** (o zmiennym przekroju).

Ze względu na prędkość na wylocie wyróżnia się:

- **dysze poddźwiękowe,**
- **około dźwiękowe,**
- **naddźwiękowe.**

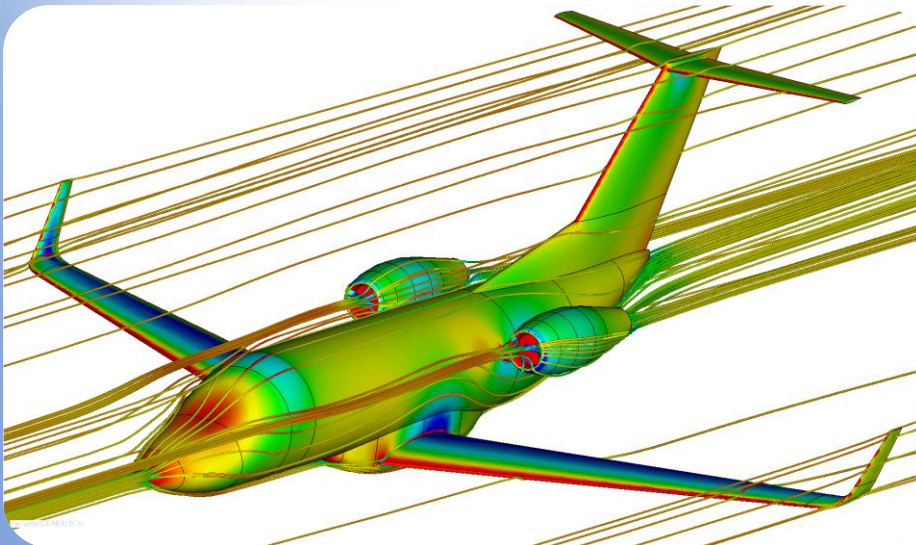




# Metoda CFD

Do badania dużych i drogich obiektów można wykorzystać technikę komputerowych obliczeń symulacyjnych **Computational Fluid Dynamics (CFD)**.

W technice tej wykorzystuje się metody numeryczne do rozwiązywania zagadnień przepływowych. Strategia polega na rozwiązaniu dla zdyskretyzowanego obszaru przestrzeni równań różniczkowych w celu ustalenia pola prędkości, ciśnienia i temperatury dla danego przepływu.



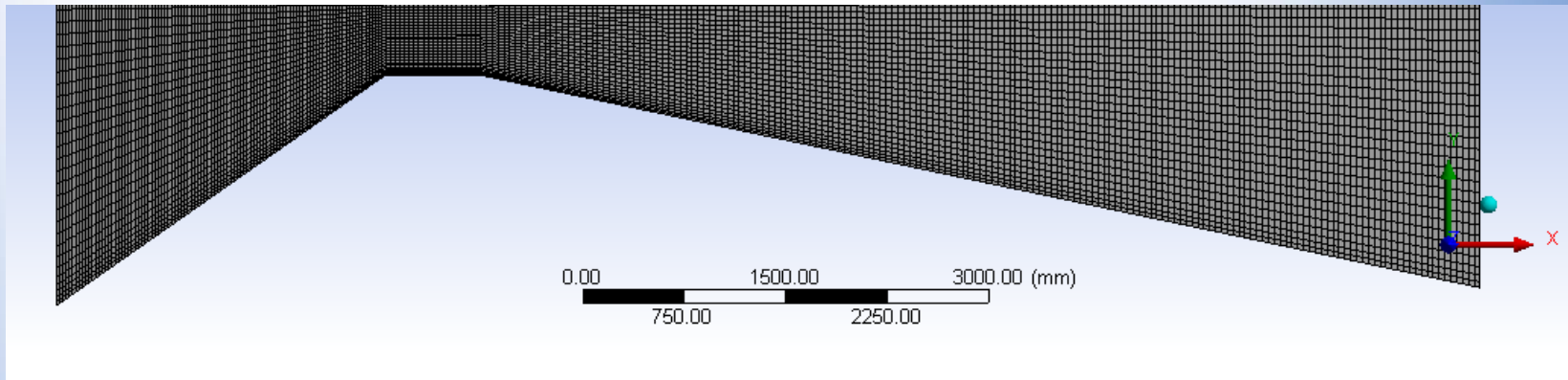
Źródło: termoflow.com

Metoda ta bazuje na **równaniach Naviera-Stokesa**, czyli równaniach zachowania pędu oraz na równaniach zachowania masy i energii dla płynu.





# Metoda CFD



Modele 2D badanych dysz z naddźwiękową częścią wylotową utworzono w oprogramowaniu CAD (Catia v5).

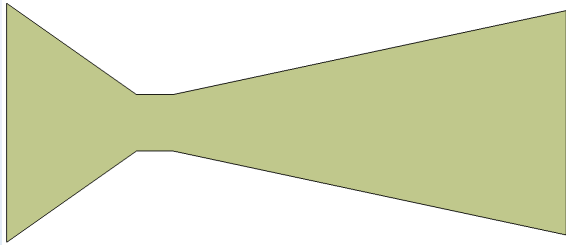
Następnie zaimportowano je do oprogramowania CFD (Ansys Fluent), w którym dokonano jego dyskretyzacji oraz wyboru parametrów modelu obliczeniowego.

Między innymi zdefiniowano model turbulencji (k- $\epsilon$ ) oraz warunki brzegowe.

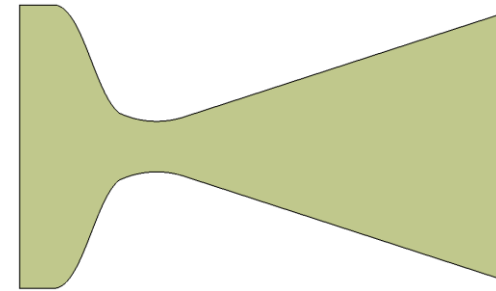




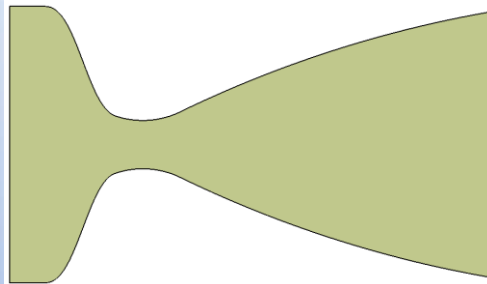
# Geometrie badanych dysz



A. Stożkowa dysza zbieżno-rozbieżna



B. Zbieżno-rozbieżna dysza dzwonowa (wzór Witoszyńskiego) ze stożkową częścią naddźwiękową

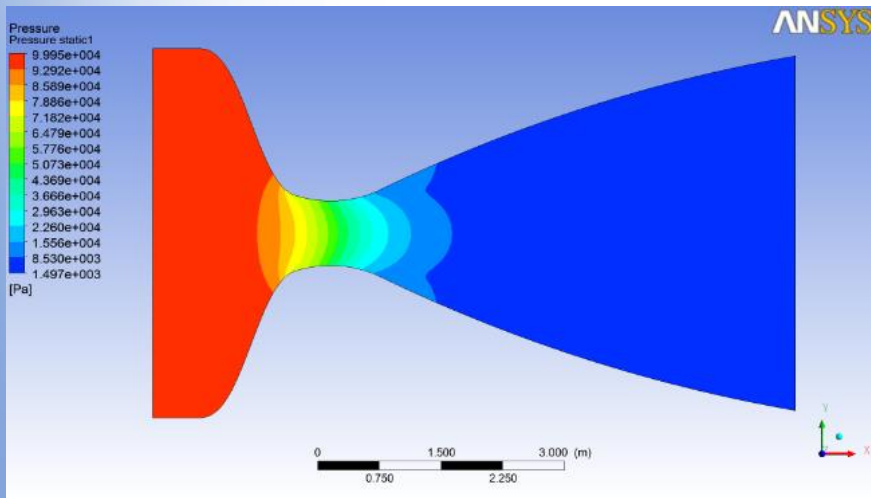
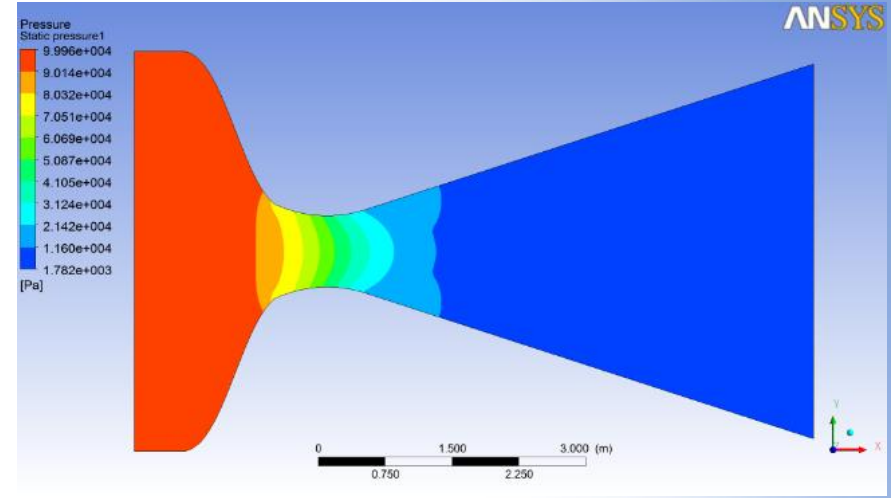
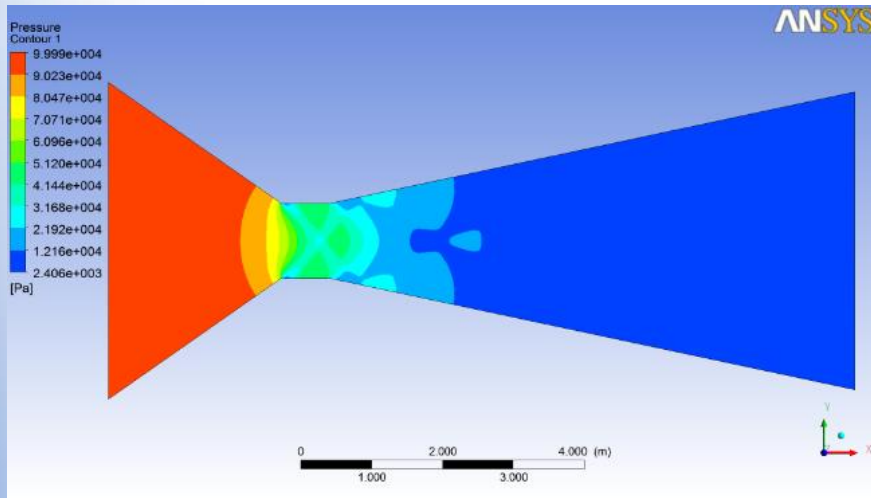


C. Zbieżno-rozbieżna dysza dzwonowa z paraboliczną częścią naddźwiękową

Dysza	A	B	C
Długość (m)	10,5	7,8	7,8
Ciśnienie na wlocie (Pa)	2500	1782	1492
Średnica wlotu (m)	4,4		
Średnica wylotu (m)	4,2		



# Wyniki badań



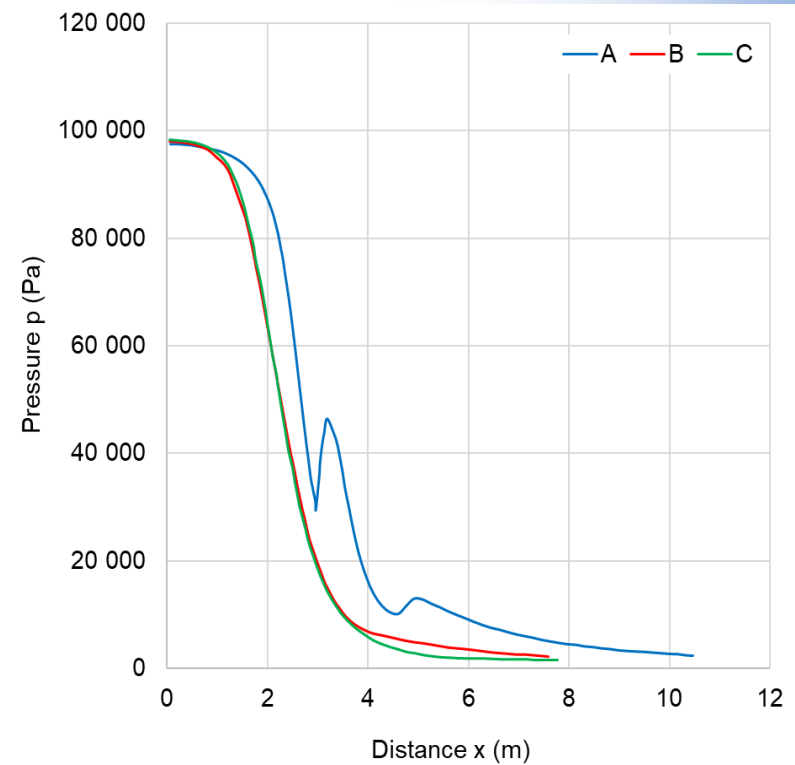
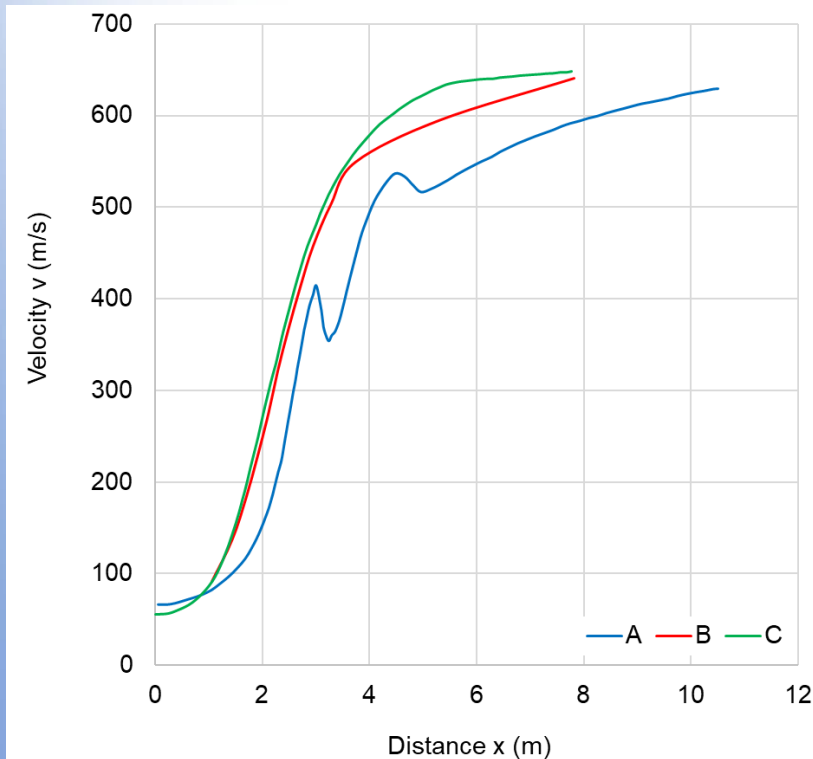
Rysunki przedstawiają rozkład ciśnienia dla rozpatrywanych przekrojów dysz silnika rakietowego uzyskany w wyniku przeprowadzonych obliczeń symulacyjnych.





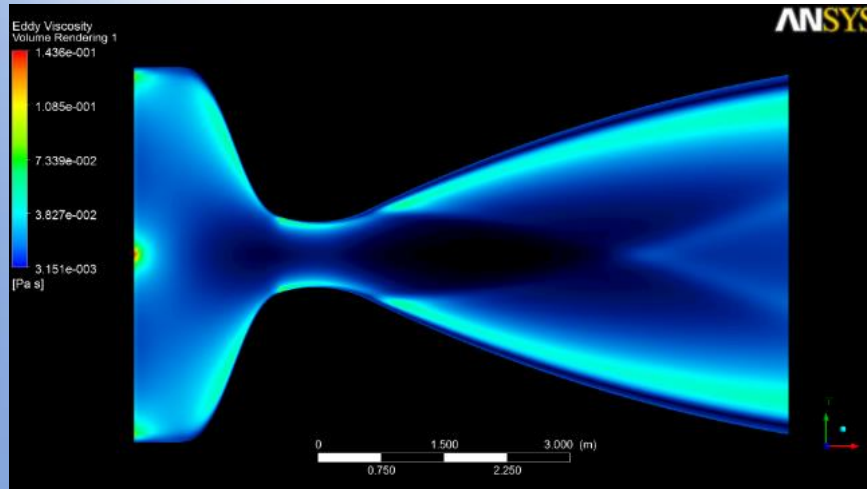
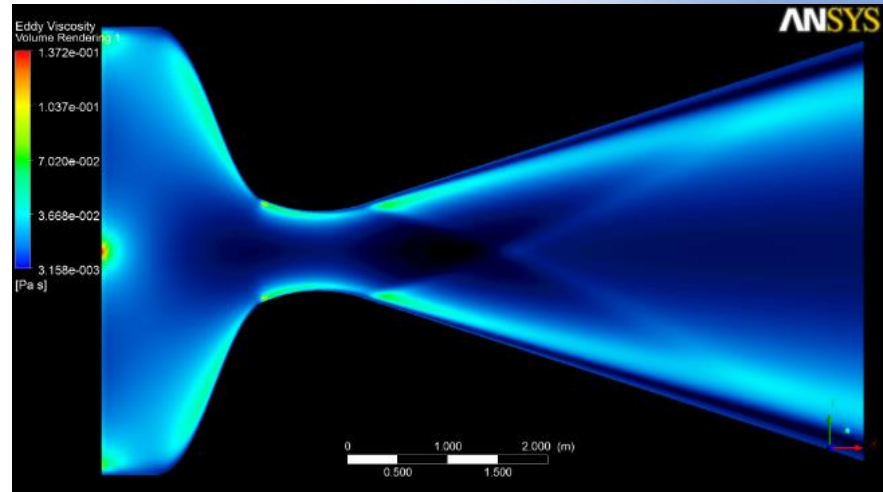
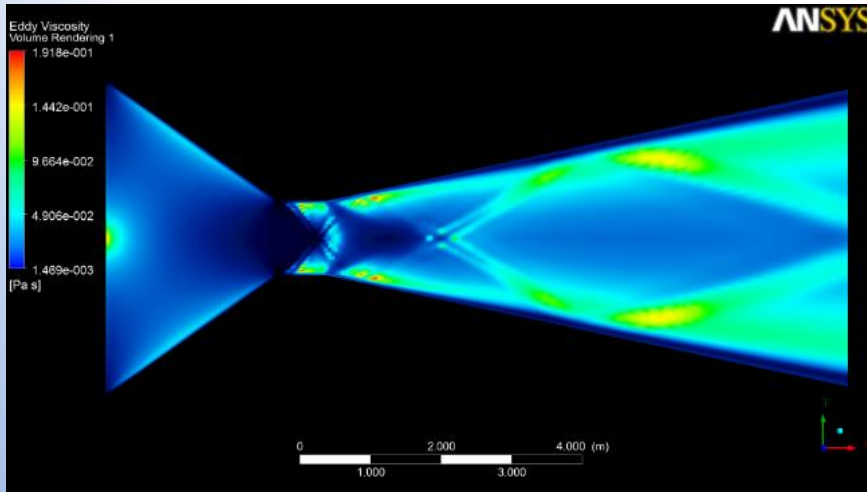
# Wyniki badań

Dysza	A	B	C
Impuls właściwy(s)	628	640	649
Ciąg (kN)	68,57	71,22	73,24





# Wyniki badań



Rysunki przedstawiają rozkład lepkości wirowej dla rozpatrywanych przekrojów dysz silnika rakietowego uzyskany w wyniku przeprowadzonych obliczeń symulacyjnych.





# Podsumowanie

- Silnik raketowy działa w oparciu o zjawisko odrzutu.  
Podstawowymi parametrami silnika jest ciąg oraz impuls właściwy.  
Prędkość rakiety obliczana jest na podstawie wzoru Ciołkowskiego.
- Do najpopularniejszych rodzajów silników raketowych zalicza się silniki na paliwo stałe oraz ciekłe.
- Osiągi silników raketowych w znacznym stopniu zależą od geometrii zastosowanych dysz.
- Z wykorzystaniem metody CFD możliwe jest przeprowadzenie badań symulacyjnych przepływu przez dysze o różnej geometrii.







# Podsumowanie

- W stożkowej dyszy zbieżno-rozbieżnej obecność ostrych krawędzi wywołuje zaburzenia przepływu skutkujące spadkiem generowanej siły ciągu.
- Zastosowanie zaokrąglonego profilu w przypadku dyszy opisanej wzorem Witoszyńskiego skutkuje wyeliminowaniem oderwań oraz zmniejszeniem występowania fal zagęszczeniowych po stronie naddźwiękowej.
- Paraboliczna część wylotowa zapewnia najwyższy ciąg przy jednoczesnej minimalizacji masy całej konstrukcji, dlatego potencjalnie nadaje się do wykorzystania jako silnik zasadniczy oraz pomocniczy.





# Wykaz źródeł

1. <https://www.eurekalert.org/multimedia/pub/195921.php>
2. <http://ibphysicsstuff.wikidot.com/newton-s-laws>
3. <https://www.physicsclassroom.com/Class/newtlaws/u2l4a.cfm>
4. <https://spacequotations.com/quotes-about-rockets/>
5. <https://news.itu.int/water-and-the-data-cube-revolution-analysis-ready-satellite-data-for-better-decisions/>
6. <https://www.engadget.com/2018-05-13-spacex-falcon-9-rocket-has-300-launches-before-retirement.html>
7. [https://defense-update.com/20180827\\_israel\\_rockets.html](https://defense-update.com/20180827_israel_rockets.html)
8. Torecki - Silniki rakietowe
9. <https://pixabay.com/pl/illustrations/rocket-mieszkanie-space-start-grow-3520050/>
10. [https://pl.wikipedia.org/wiki/Rakieta#/media/Plik:22\\_560\\_Vinkhuijzen\\_Book\\_illustrations\\_of\\_Historical\\_description\\_of\\_the\\_clothes\\_and\\_weapons\\_of\\_Russian\\_troops.png](https://pl.wikipedia.org/wiki/Rakieta#/media/Plik:22_560_Vinkhuijzen_Book_illustrations_of_Historical_description_of_the_clothes_and_weapons_of_Russian_troops.png)
11. <http://www.aeross.org/2019/06/rockets-and-propulsion/>





# Wykaz źródeł

12. <https://www.flickr.com/photos/nasacommons/16503009935>
13. [https://www.youtube.com/watch?v=C\\_lbypfdGak](https://www.youtube.com/watch?v=C_lbypfdGak)
14. [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Hypergolic\\_Fuel\\_for\\_MESSENGER.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Hypergolic_Fuel_for_MESSENGER.jpg)
15. [https://www.nasa.gov/images/content/470524main\\_AJ26-full.jpg](https://www.nasa.gov/images/content/470524main_AJ26-full.jpg)
16. [https://pl.wikipedia.org/wiki/RD-180#/media/Plik:RD-180\\_test\\_firing.jpg](https://pl.wikipedia.org/wiki/RD-180#/media/Plik:RD-180_test_firing.jpg)
17. [https://pl.wikipedia.org/wiki/Merlin\\_1#/media/Plik:SpaceX\\_Testing\\_Merlin\\_1D\\_Engine\\_In\\_Texas.jpg](https://pl.wikipedia.org/wiki/Merlin_1#/media/Plik:SpaceX_Testing_Merlin_1D_Engine_In_Texas.jpg)
18. <https://www.youtube.com/watch?v=wSge0I7pwFI>
19. <https://www.flickr.com/photos/spacex/29916104756/in/photostream/>
20. <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/septemberlagniappe2.pdf>
21. Sutton – Rocket Propulsion Elements
22. [https://www.youtube.com/watch?v=08LcP6aR5\\_Q](https://www.youtube.com/watch?v=08LcP6aR5_Q)
23. <https://www.termoflow.com/jobs/detail/bachelor-master-thesis-in-computational-fluid-dynamics-cfd-1>



# DZIĘKUJĘ ZA UWAGĘ !!!

## NUMERYCZNA ANALIZA WPŁYWU GEOMETRII DYSZY NA OSIĄGI SILNIKA RAKIETOWEGO

**POLITECHNIKA LUBELSKA**  
Katedra Termodynamiki, Mechaniki  
Płynów i Napędów Lotniczych  
dr inż. Konrad Pietrykowski  
mgr inż. Paweł Karpiński

---

Projekt „Politechnika Lubelska – Regionalna Inicjatywa Doskonałości”  
– finansowany ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego



Ministerstwo  
Nauki  
i Szkolnictwa  
Wyższego

