



Fundusze Europejskie
Wiedza Edukacja Rozwój



**Rzeczpospolita
Polska**

Unia Europejska
Europejski Fundusz Społeczny



TECHNIKI KOSMICZNE I SATELITARNE

Wykład 2

Edmund Wittbrodt

Wydział Inżynierii Mechanicznej i Okrętownictwa

Gdańsk, 28 maja 2021 rok



**KASZUBSKI
UNIwersytet
LUDOWY**

HEVELIANUM

Projekt

Politechnika Wielu Pokoleń
POWR.03.01.00-00-T062/18

Zagadnienia

Krótką historią z wpływem Polaków na rozwój badań kosmosu

Elementy mechaniki orbitalnej, prędkości kosmiczne

Techniki i technologie kosmiczne

Ważniejsze (niektóre) daty w historii astronautyki

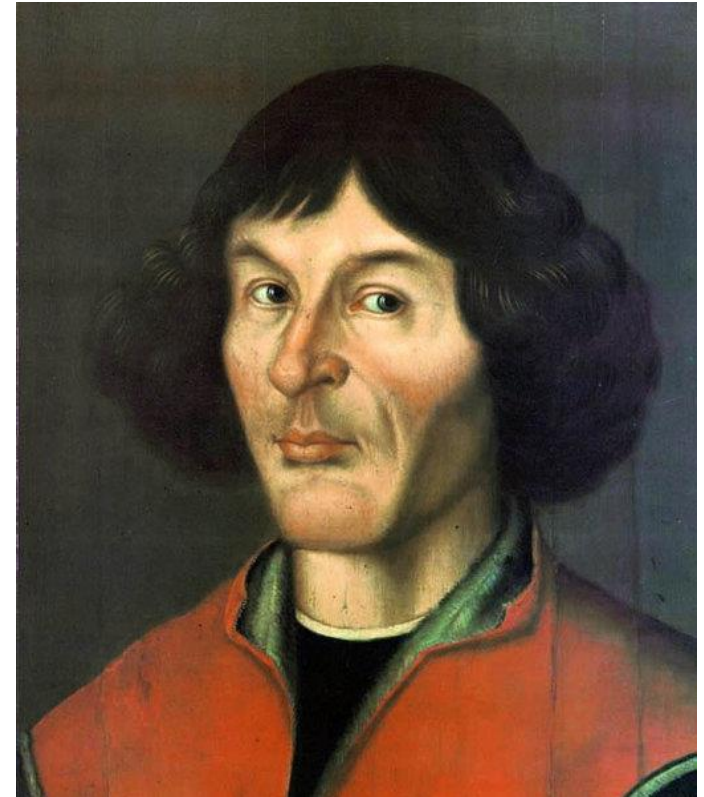
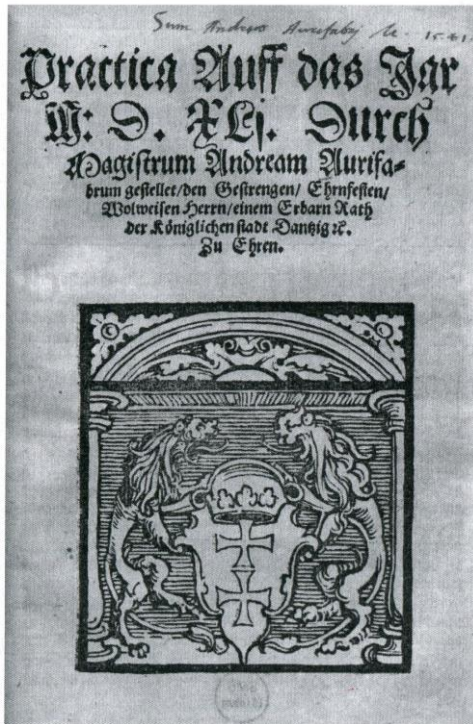
- 1232 – pierwsze rakiety (Chiny)
- 1650 – pierwsze projekty rakiet wielostopniowych i ich wiązek
- 1900 – teoria lotu rakiet (*Konstantin Ciołkowski*)
- 1926 – pierwsze rakiety balistyczna na ciekłe paliwo (*Robert Goddard*, amerykański uczoney)
- 1942 – rakiet balistyczna V2 (*Wernher von Braun*, niemiecki uczoney)
- 1956 – pierwszy Sputnik
- 1960 – pierwszy człowiek w Kosmosie
- 1970 – pierwsza polska rakiet Meteor-2K pokonała umowną granicę kosmosu
- 1978 – pierwszy Polak w Kosmosie (*Mirosław Hermaszewski*)
- 1994 – pierwsze porozumienie o współpracy pomiędzy ESA i Polską podpisane 28 stycznia 1994 w związku ze staraniami o członkostwo w UE, odnowiony 24 stycznia 2002
- 2012 – pierwszy polski satelita PW-Sat
- 2012 – przystąpienie Polski do Europejskiej Agencji Kosmicznej (POLSA)
- 2015 – powołanie Polskiej Agencji Kosmicznej (z siedzibą w Gdańsku)

Wpływ Polaków na rozwój badań kosmicznych

Mikołaj Kopernik (1473-1543)

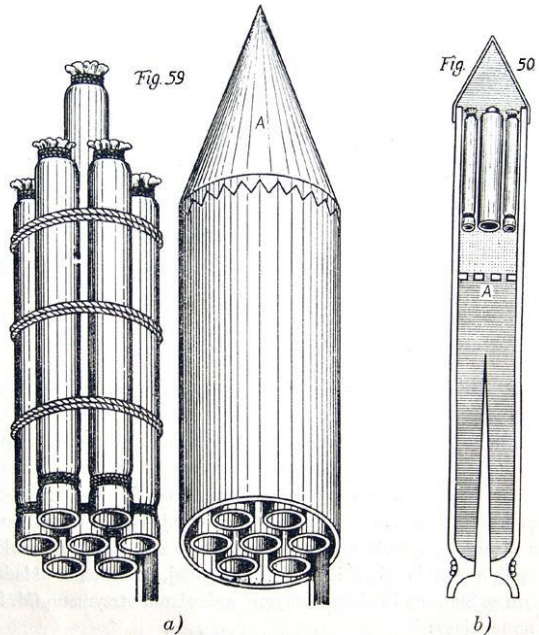
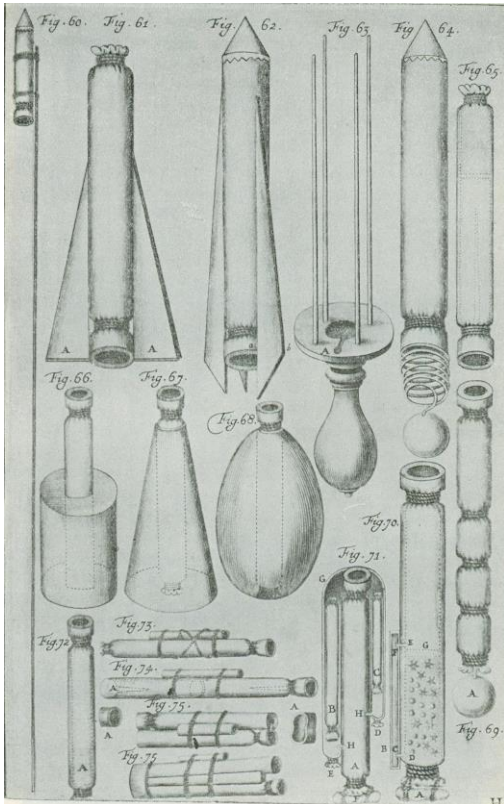
astronom, matematyk, ekonomista

Autor *De Revolutionibus Orbium Coelestium*



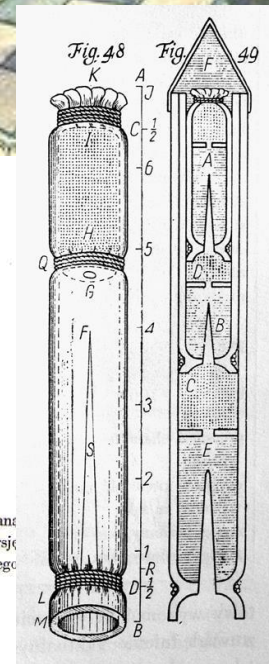
Strona tytułowa ze stemplem wydawnictwa Rhode, Gdańsk 1540
(Źródło: G.J. Rheticus, *Narratio prima or First Account of the Books On the Revolutions by Nicolaus Copernicus*, Univ of Warsaw Press, 2015)

Kazimierz Siemienowicz (ok. 1600-1651)
Pionier techniki raketowej



Rys. V—6. a) Oznaczony jako fig. 59 szkic stanowi pierwszą w historii wersję baterii raketowej, podaną przez K. Siemienowicza w 1650 r. b) Oznaczony jako fig. 50 szkic stanowi pierwszą w historii wersję kombinowanej rakiety złożonej; drugi stopień jest baterią raketową, złożoną z dwu raket. Autorem tego wariantu jest K. Siemienowicz 1650 r.

Pierwsze wiązki rakiet zaproponowane przez Kazimierza Siemienowicza (1650)

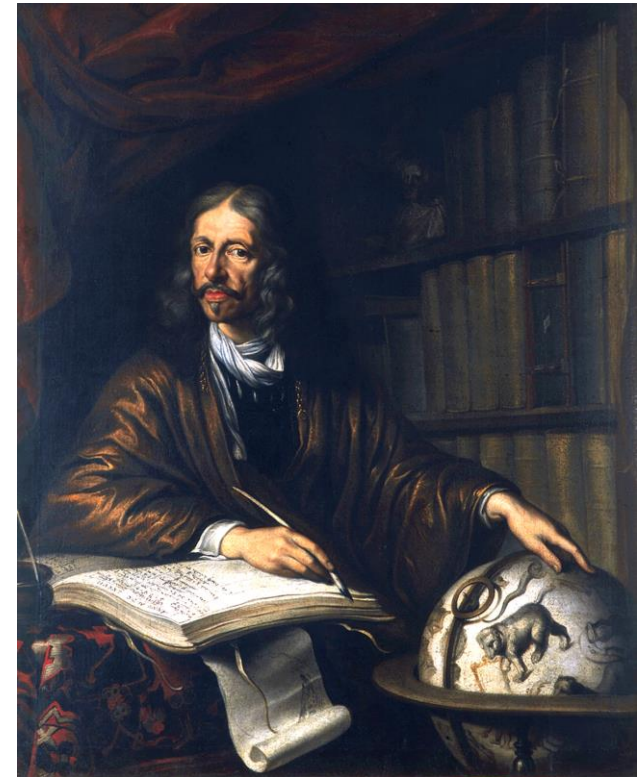


Rakiety wielostopniowe Kazimierz Siemienowicz (1650)

Jan Heweliusz (1611-1687)

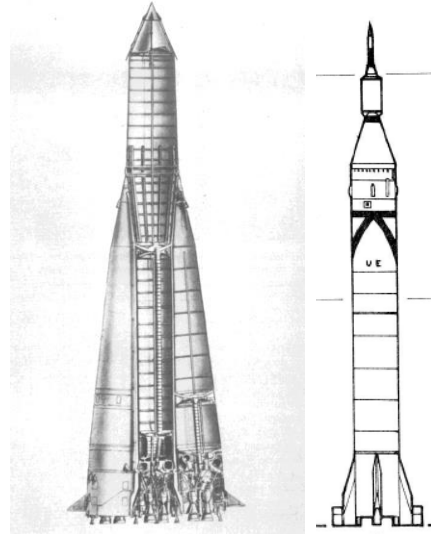
Astronom, członek *Royal Society of London* (1664)

Konstruktor największego w tych latach na świecie teleskopu (50 m), związany z Gdańskiem, autor pierwszej mapy Księżyca



Ignacy Łukasiewicz (1822-1882)

Farmaceuta, przedsiębiorca
Wynalazca lampy naftowej, jako
pierwszy otrzymał naftę z ropy
naftowej (1853). Zastosowane
jako rakietowe
materiały pędne,



Rakiety Sputnik-1 oraz Explorer-1 korzystały z idei K. Siemionowicza, a pierwsza rakietka kosmiczna była napędzana mieszaniną nafty i ciekłego tlenu

Karol Stanisław Olszewski (1846-1915)

Zygmunt Wróblewski (1845-1888)

Fizyk i chemik oraz fizyk
Jako pierwsi otrzymali ciekły tlen (1883)
Pierwsza rakietka kosmiczna R-7 wykorzystywała
we wszystkich stopniach materiał pędny
złożony z nafty i ciekłego tlenu

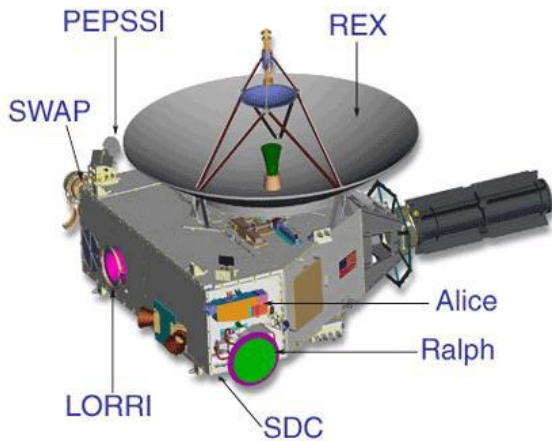


Zygmunt Wróblewski i Karol Olszewski (1883)

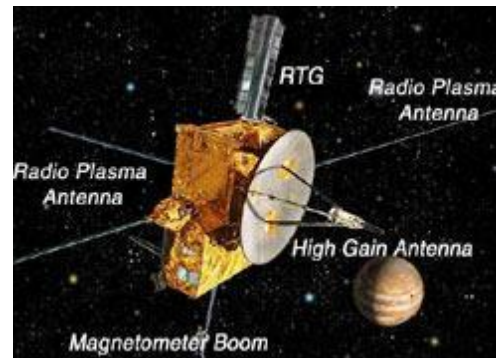
Maria Skłodowska-Curie (1867-1934)

Fizyk, radiochemia

Wiele sond kosmicznych i satelitów wykorzystuje radioizotopowe źródła energii



Maria Skłodowska-Curie



Jan Czochralski (1885-1953)

Chemik

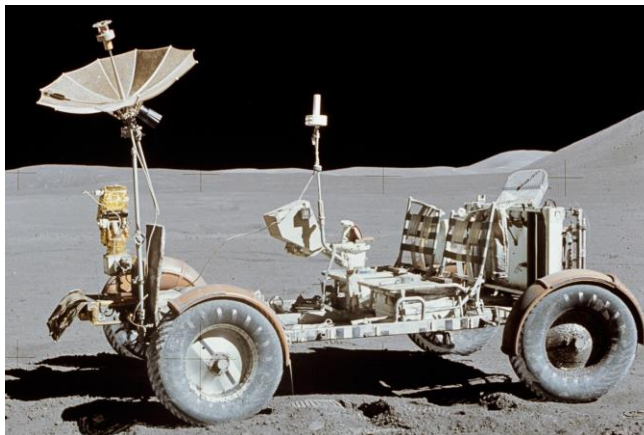
Kryształy krzemowe otrzymywane są metodą Czochralskiego



Mieczysław Grzegorz (Gregory) Bakker (1905-1989)

Inżynier

Opracował pojazd *Lunar Rover Vehicle* (LRV), który znalazł się na księżycu wyniesiony przez lądownik Apollo 15 (1971)





Dr. Artur B. Chmielewski (ur. 1957)
 NASA, Jet Propulsion Laboratory, USA
 Jeden z menedżerów proj. Rosetta



Prof. Włodzimierz Gawroński (ur. 1946)
 Absolwent Politechniki Gdańskiej
 Pracował w NASA, JPL , USA,
 Zajmując się dynamiką i sterowaniem
 anten teleskopowych

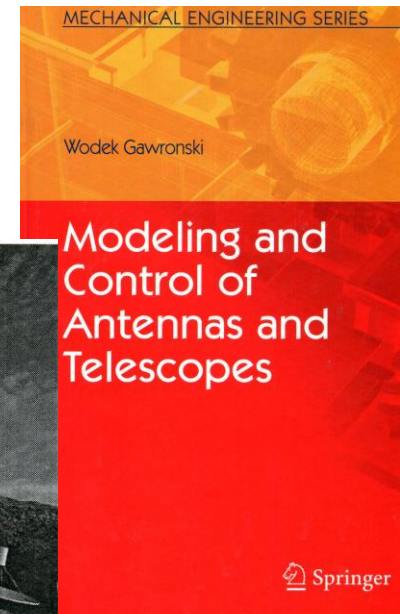


Fig. 1.5 The Deep Space Network antenna at Goldstone, California (courtesy of NASA/JPL/Caltech). It can rotate with respect to the azimuth (vertical axis) and with respect to elevation (horizontal axis)

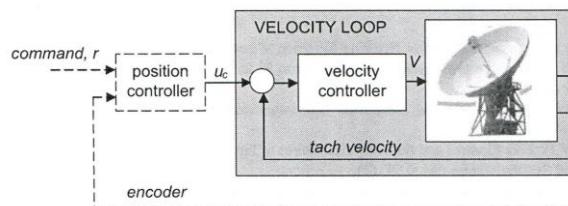
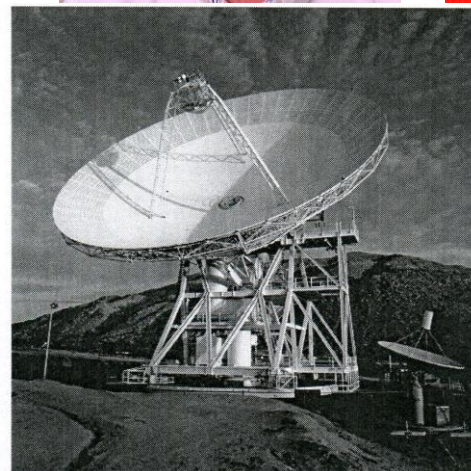


Fig. 1.7 The velocity- and position-loops of the Deep Space Network antenna

Stanisław Lem (1921-2006)

Pisarz, filozof, futurolog, eseista i satyryk,
pobudzał wyobraźnię i marzenia

Autor wielu powieści z zakresu fantastyki
naukowej (astronautycznej)

Najbardziej popularna powieść:

Solaris (1961), powstały jej dwie wersje
filmowe (1972, 2002)



Znane powiedzenia S. Lema:

- „*Gdyby ludzie od jaskiniowej epoki robili tylko to co możliwe, do dzisiaj siedzieliby w jaskiniach*”
- „*Marzenia zawsze zwyciężą rzeczywistość, gdy im się na to pozwoli*”
- „*Wczorajsza niezwykłość staje się dzisiejszym banałem, a dzisiejsza skrajność jutrzejszą normą*”

Wykorzystanie technik kosmicznych w Polsce

Metrologia

Telekomunikacja

Teledetekcja

Geodezja i nawigacja

Środowisko

Udział w projektach międzynarodowych (ROSETTA, PFS–Mars Express, BRITE)

BRITE – BRight Target Explorer

World's first nanosatellite constellation dedicated to asteroseismology

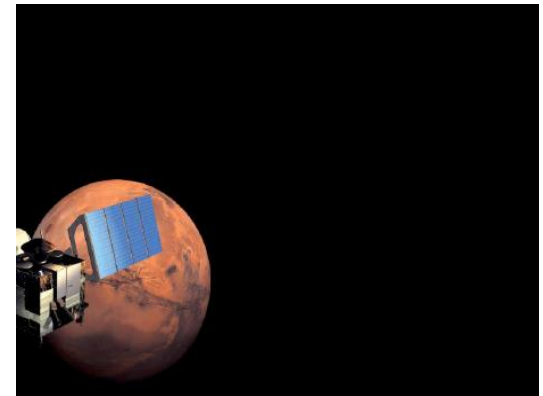


Country	Satellite Name	ID	Launch	Orbit-P(min)	Filter
AUT	UniBRITE	UBr	2013-02-25	100.37	red
AUT	BRITE-Austria 'TUG-SAT-1'	BAb	2013-02-25	100.36	blue
POL	BRITE-PL2 'Heweliusz'	BHr	2014-08-19	97.10	red
POL	BRITE-PL1 'Lem'	BLb	2013-11-21	99.57	blue
CAN	BRITE-CA1 'Toronto'	BTr	2014-06-19	98.24	red
CAN	BRITE-CA2 'Montreal'	BMb	2014-06-19	n/a	blue

3 countries – 5 (6) satellites – ONE MISSION



ROSETTA – misje do komety Czuriuomv-Gierasimienko

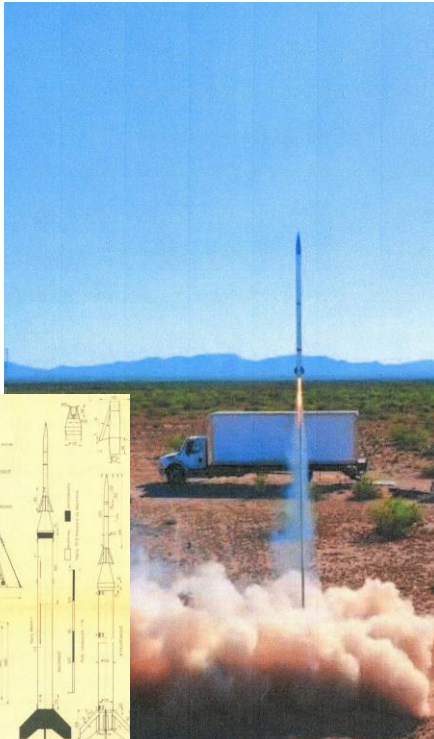


PFS-Mars Ezpress

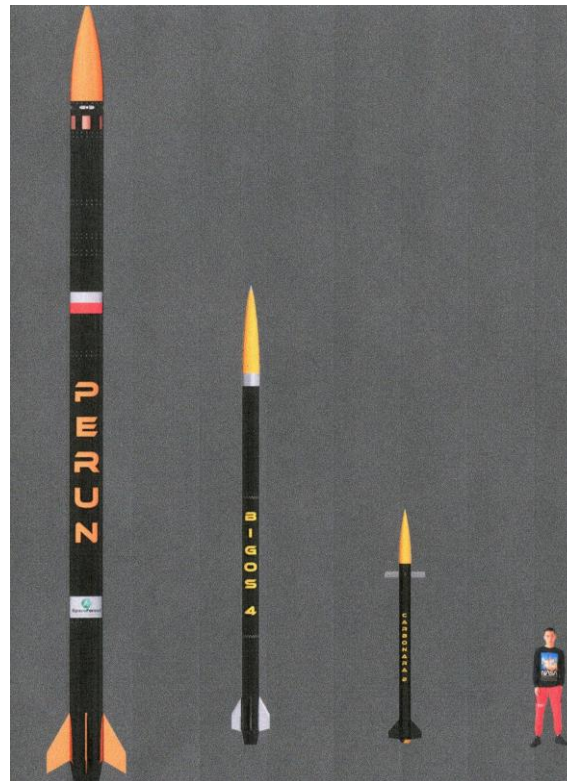
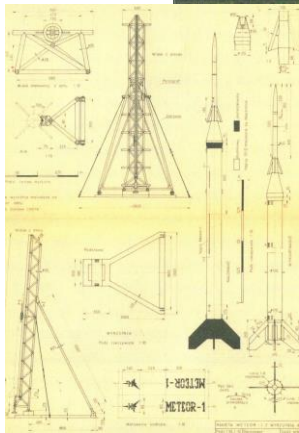


Satelita BRITE na orbicie Ziemi

Prace rozwojowe technik raketowych



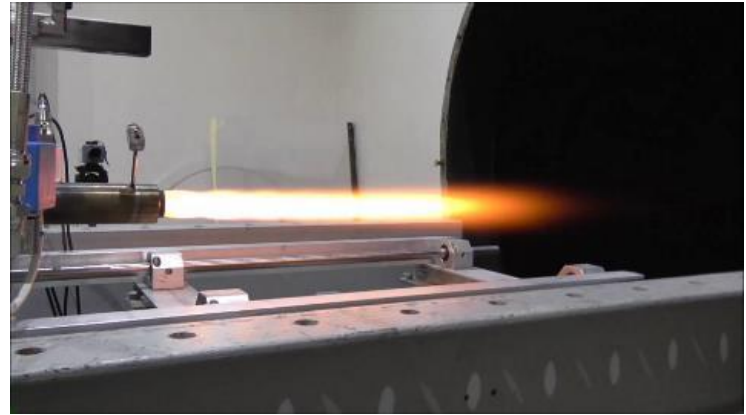
Pierwsza polska rakieta Meteor-2K pokonuje linię Karmana, umowną granicę kosmosu (1970)



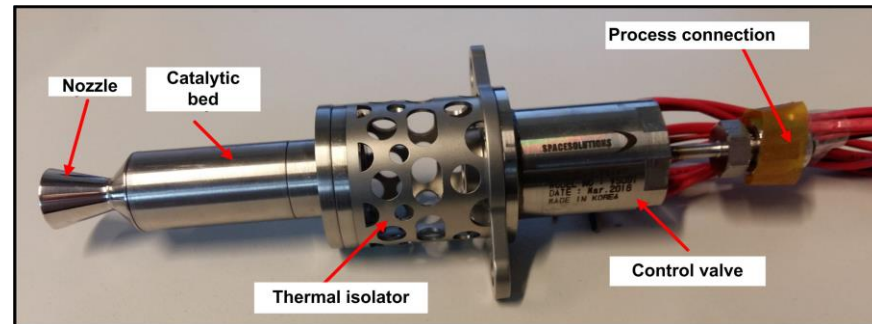
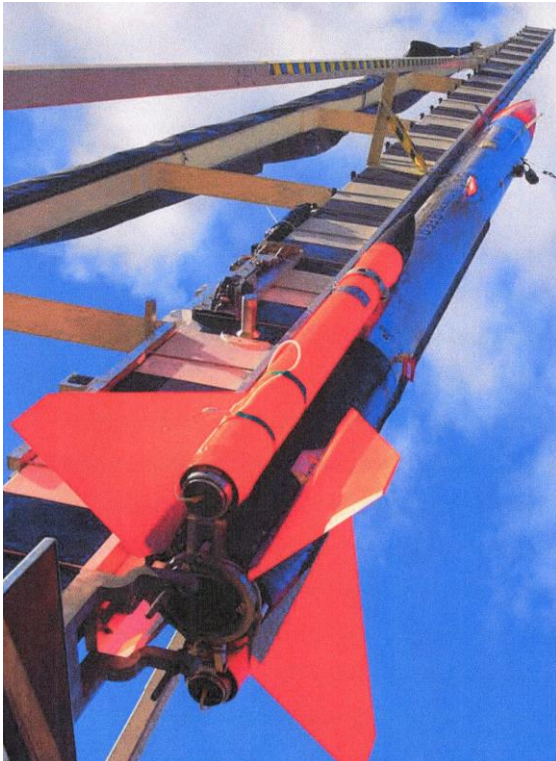
SpaceForest – pierwsza i na razie jedyna prywatna polska firma raketowa (z siedzibą w trójmieście). PERUN, BIGOS i CARBONARA – lekkie rakiety z ekologicznych materiałów umożliwiają wyższe loty z większym ładunkiem. Trwają prace nad KOSMICZNĄ TAKSÓWKĄ dla taniego wynoszenia nanosatelitów na wybraną orbitę rakieta skrojona na miarę potrzeb

Instytut Lotnictwa (powołany w 1926) jako pierwszy opracował ekologiczny proces wytwarzania ekologicznego paliwa. Nadtlenek wodoru o wysokim stężeniu jest bardziej wydajny i nietoksyczny w przeciwieństwie do obecnie stosowanych paliw raketowych

BURSZTYN – pierwsza w świecie rakieta latająca na innowacyjnym super bezpiecznym paliwie. Jej misją jest pokazanie, że eksploracja kosmosu może być bezpieczna dla naszej planety



Próby silników raketowych na ciepłe paliwa



Instytut Techniki Ciepłej Politechniki Warszawskiej – raketowy silnik korekcyjny

Centrum Badań Kosmicznych w Warszawie – udział w realizacji projektów międzynarodowych, np. BRIGT

Zainteresowania młodzieży problematyką kosmiczną

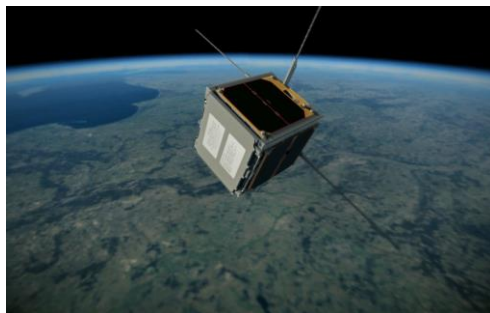
- Szkoły średnie (obserwatoria astronomiczne, koła zainteresowań, eksperymenty balonowe a nawet raketowe)
- Studia wyższe (wybór kierunków studiów, koła naukowe, udział w projektach krajowych i międzynarodowych)
- Polskie Towarzystwo Raketowe (pobudzanie zainteresowań i kreatywności wśród dzieci i młodzieży, zrzeszające młodych modelarzy i pasjonatów raket eksperymentalnych i technologii kosmicznych)

Studencka aktywność kosmiczna

- Politechnika Warszawska (studenckie loty mikrograwitacyjne, pierwsze polskie satelity PW-Sat1, PW-Sat2)
- Politechnika Wroclawska (anteny i łączność)
- Politechnika Warszawska, Politechnika Bialostocka i Politechnika Rzeszowska (łaziki marsjańskie)
- Akademia Górniczo-Hutnicza (budowa 4 Cubsatów wspólnie z uczelniami niemieckimi)



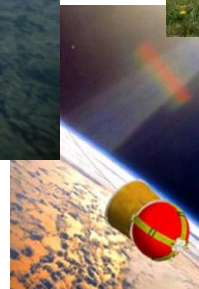
Loty paraboliczne



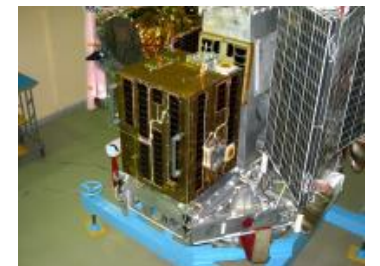
Satelita PW-Sat 1



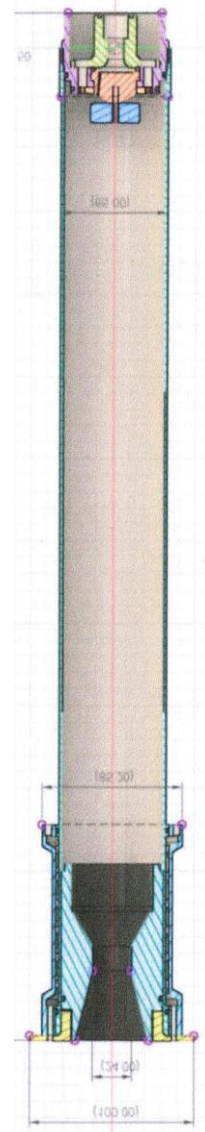
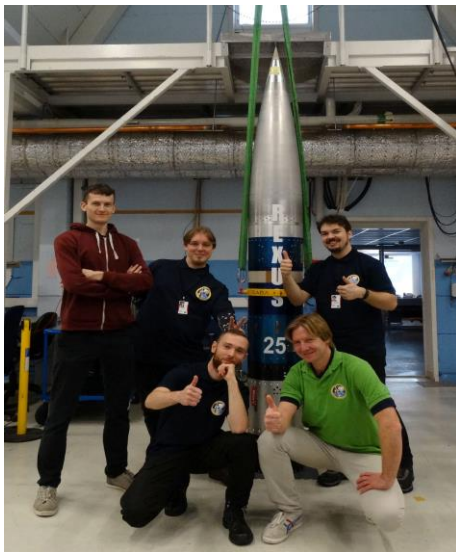
Łazik Marsjański studentów Politechniki Białostockiej (2019)



SSETI – Express pierwszy studencki satelita ESA (2005)



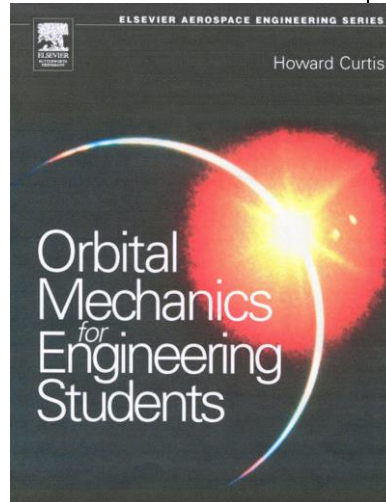
- **Politechnika Gdańska** (proj. HEDGEHOG – badania dynamiki i termiki rakiety sondującej we współpracy z ESA i Szwedzką Agencją Kosmiczną, Cubsaty, rakiety we współpracy z ESA)



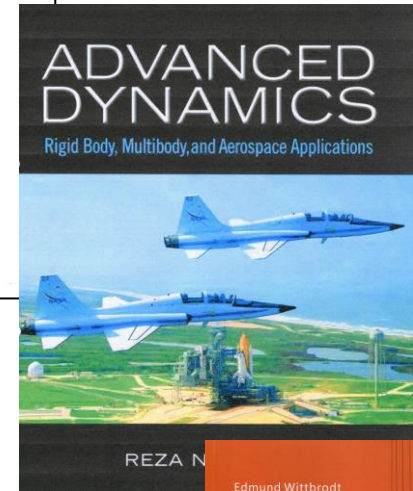
Koło naukowe Politechniki Gdańskiej od 2017 roku buduje rakiety i z sukcesem współpracuje z ESA

- Kształcenie na 15 uczelniach (poziom inżynierski i magisterski) na kierunkach związanych z zagadnieniami kosmicznymi, w tym międzyuczelnianych studiach na kierunku Technologie Kosmiczne i Satelitarne (PG, UG, UM w Gdyni, AMW w Gdyni)

Elementy mechaniki orbitalnej



ANALYTICAL MECHANICS
of
AEROSPACE SYSTEMS
Hanspeter Schaub
and
John L. Junkins
January 1, 2002



- Schaub H. and Junkins J.L.: *ANALYTICAL MECHANICS of AEROSPACE SYSTEMS*, January 1, 2002
- Howard C.: *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Elsevier Aerospace Engineering Series. Copyright 2005, Howard D. Curtis
- Reza N. Jazar, *Advanced Dynamics. Rigid Body, Multibody, and Aerospace Applications*, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2011
- Wittbrodt E., Sawiak S.: *Mechanika ogólna. Teoria i zadania*. Wydawnictwo Politechniki Gdańskiej, Gdańsk 2020 (wyd. VII)

Mechanika orbitalna

Mechanika orbitalna lub astrodynamika to zastosowanie balistyki i mechaniki niebieskiej do praktycznych problemów dotyczących ruchu rakiet i innych statków kosmicznych. Ruch tych obiektów jest zwykle obliczany na podstawie praw ruchu Newtona i prawa powszechnego ciężenia. Mechanika orbitalna jest podstawową dyscypliną w projektowaniu i kontroli misji kosmicznych.

Mechanika nieba traktuje szerzej dynamikę orbitalną układów pod wpływem grawitacji, w tym zarówno statków kosmicznych, jak i naturalnych ciał astronomicznych, takich jak układy gwiazdne, planety, księżyce i komety. Mechanika orbitalnych statków kosmicznych koncentruje się na trajektorii, w tym manewrów orbitalnych, orbitalnych płaskich zmian i przesunięć międzyplanetarnych i jest wykorzystywany przez projektantów misji przewidzieć wyniki wyrzutowym manewrów.

Ogólna teoria względności jest dokładniejszą teorią niż prawa Newtona do obliczania orbit i czasami jest niezbędna dla większej dokładności lub w sytuacjach silnej grawitacji (np. orbity w pobliżu Słońca).

Aż do pojawienia się podróży kosmicznych w XX wieku, różnica między mechaniką orbitalną a niebiańską była niewielka. W czasach *Sputnika* tę dziedzinę nazywano „dynamiką kosmiczną”. Podstawowe techniki, takie jak te stosowane do rozwiązania problemu Keplera (określanie pozycji w funkcji czasu), są zatem takie same w obu dziedzinach. Co więcej, historia pól jest prawie w całości wspólna.

Johannes Kepler był pierwszym, który z powodzeniem modelował orbity planet z dużą dokładnością, publikując swoje prawa w 1605 r. Izaak Newton opublikował bardziej ogólne prawa ruchu na niebie w pierwszym wydaniu *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica* (1687), w którym podano metodę znalezienia orbity ciała podążającego ścieżką paraboliczną na podstawie trzech obserwacji. Zostało to wykorzystane przez Edmunda Halleya do ustalenia orbit różnych komet, w tym tej, która nosi jego imię. Metoda sukcesywnej aproksymacji Newtona została sformalizowana jako metoda analityczna przez Eulera w 1744 r., której praca została z kolei uogólniona na orbity eliptyczne i hiperboliczne przez Lamberta w latach 1761–1777.

Kolejnym kamieniem milowym w określaniu orbity była pomoc Carla Friedricha Gaussa w „odbudowie” planety karłowatej Ceres w 1801 r. Metoda Gaussa była w stanie wykorzystać tylko trzy obserwacje (w postaci par rektascensji i deklinacji), aby znaleźć sześć elementów orbitalnych, które całkowicie opisują orbitę. Teoria wyznaczania orbity została następnie rozwinięta do tego stopnia, że obecnie jest stosowana w odbiornikach GPS, a także w śledzeniu i katalogowaniu nowo obserwowanych mniejszych planet. Nowoczesne określanie i przewidywanie orbit jest wykorzystywane do obsługi wszystkich typów satelitów i sond kosmicznych, ponieważ konieczne jest poznanie ich przyszłych pozycji z dużą dokładnością.

Astrodynamika została opracowana przez astronoma Samuela Herricka w latach trzydziestych XX wieku. Skonsultował się z naukowcem zajmującym się raketami Robertem Goddardem i zachęcił go do kontynuowania pracy nad technikami nawigacji kosmicznej, ponieważ Goddard wierzył, że będą potrzebne w przyszłości. Techniki numeryczne astrodynamiki zostały połączone z nowymi, potężnymi komputerami w latach sześćdziesiątych XX wieku, a człowiek był gotowy do podróży na Księżyc i powrotu.

Hanspeter Schaub and John L. Junkins *ANALYTICAL MECHANICS of AEROSPACE SYSTEMS*
(www.fisica.net/mecanicaclassica/Analytical%20Mechanics%20of%20Aerospace%20Systems.pdf)

Contents**Preface****I BASIC MECHANICS****1 Particle Kinematics**

- 1.1 Particle Position Description
 - 1.1.1 Basic Geometry
 - 1.1.2 Cylindrical and Spherical Coordinate Systems
- 1.2 Vector Differentiation
 - 1.2.1 Angular Velocity Vector
 - 1.2.2 Rotation about a Fixed Axis
 - 1.2.3 Transport Theorem
 - 1.2.4 Particle Kinematics with Moving Frames

2 Newtonian Mechanics

- 2.1 Newton's Laws
- 2.2 Single Particle Dynamics
 - 2.2.1 Constant Force
 - 2.2.2 Time-Varying Force
 - 2.2.3 Kinetic Energy
 - 2.2.4 Linear Momentum
 - 2.2.5 Angular Momentum
- 2.3 Dynamics of a System of Particles
 - 2.3.1 Equations of Motion
 - 2.3.2 Kinetic Energy
 - 2.3.3 Linear Momentum
 - 2.3.4 Angular Momentum
- 2.4 Dynamics of a Continuous System
 - 2.4.1 Equations of Motion
 - 2.4.2 Kinetic Energy
 - 2.4.3 Linear Momentum
 - 2.4.4 Angular Momentum
- 2.5 The Rocket Problem

3 Rigid Body Kinematics

- 3.1 Direction Cosine Matrix
- 3.2 Euler Angles
- 3.3 Principal Rotation Vector
- 3.4 Euler Parameters
- 3.5 Classical Rodrigues Parameters
- 3.6 Modified Rodrigues Parameters
- 3.7 Other Attitude Parameters
 - 3.7.1 Stereographic Orientation Parameters
 - 3.7.2 Higher Order Rodrigues Parameters
 - 3.7.3 The (w,z) Coordinates
 - 3.7.4 Cayley-Klein Parameters
- 3.8 Homogeneous Transformations

4 Eulerian Mechanics

- 4.1 Rigid Body Dynamics
 - 4.1.1 Angular Momentum
 - 4.1.2 Inertia Matrix Properties
 - 4.1.3 Euler's Rotational Equations of Motion
 - 4.1.4 Kinetic Energy
- 4.2 Torque-Free Rigid Body Rotation
 - 4.2.1 Energy and Momentum Integrals
 - 4.2.2 General Free Rigid Body Motion
 - 4.2.3 Axisymmetric Rigid Body Motion
- 4.3 Momentum Exchange Devices
 - 4.3.1 Spacecraft with Single VSCMG
 - 4.3.2 Spacecraft with Multiple VSCMGs
- 4.4 Gravity Gradient Satellite
 - 4.4.1 Gravity Gradient Torque
 - 4.4.2 Rotational - Translational Motion Coupling
 - 4.4.3 Small Departure Motion about Equilibrium Attitudes

5 Generalized Methods of Analytical Dynamics

- 5.1 Generalized Coordinates
- 5.2 D'Alembert's Principle
 - 5.2.1 Virtual Displacements and Virtual Work
 - 5.2.2 Classical Developments of D'Alembert's Principle
 - 5.2.3 Holonomic Constraints
 - 5.2.4 Newtonian Constrained Dynamics of N Particles
 - 5.2.5 Lagrange Multiplier Rule for Constrained Optimization
- 5.3 Lagrangian Dynamics
 - 5.3.1 Minimal Coordinate Systems and Unconstrained Motion
 - 5.3.2 Lagrange's Equations for Conservative Forces
 - 5.3.3 Redundant Coordinate Systems and Constrained Motion
 - 5.3.4 Vector-Matrix Form of the Lagrangian Equations of Motion

6 Advanced Methods of Analytical Dynamics

- 6.1 The Hamiltonian Function
 - 6.1.1 Some Special Properties of The Hamiltonian
 - 6.1.2 Relationship of the Hamiltonian to Total Energy and Work Energy
 - 6.1.3 Hamilton's Canonical Equations
 - 6.1.4 Hamilton's Principal Function and the Hamilton-Jacobi Equation
- 6.2 Hamilton's Principles
 - 6.2.1 Variational Calculus Fundamentals
 - 6.2.2 Path Variations versus Virtual Displacements
 - 6.2.3 Hamilton's Principles from D'Alembert's Principle
- 6.3 Dynamics of Distributed Parameter Systems
 - 6.3.1 Elementary DPS: Newton-Euler Methods
 - 6.3.2 Energy Functions for Elastic Rods and Beams
 - 6.3.3 Hamilton's Principle Applied for DPS
 - 6.3.4 Generalized Lagrange's Equations for Multi-Body DPS

7 Nonlinear Spacecraft Stability and Control

- 7.1 Nonlinear Stability Analysis
 - 7.1.1 Stability Definitions
 - 7.1.2 Linearization of Dynamical Systems
 - 7.1.3 Lyapunov's Direct Method

7.2 Generating Lyapunov Functions

- 7.2.1 Elemental Velocity-Based Lyapunov Functions
 - 7.2.2 Elemental Position-Based Lyapunov Functions
- 7.3 Nonlinear Feedback Control Laws
 - 7.3.1 Unconstrained Control Law
 - 7.3.2 Asymptotic Stability Analysis
 - 7.3.3 Feedback Gain Selection
 - 7.4 Lyapunov Optimal Control Laws
 - 7.5 Linear Closed-Loop Dynamics
 - 7.6 Reaction Wheel Control Devices
 - 7.7 Variable Speed Control Moment Gyroscopes
 - 7.7.1 Control Law
 - 7.7.2 Velocity Based Steering Law
 - 7.7.3 VSCMG Null Motion

II CELESTIAL MECHANICS**8 Classical Two-Body Problem**

- 8.1 Geometry of Conic Sections
- 8.2 Relative Two-Body Equations of Motion
- 8.3 Fundamental Integrals
 - 8.3.1 Conservation of Angular Momentum
 - 8.3.2 The Eccentricity Vector Integral
 - 8.3.3 Conservation of Energy
- 8.4 Classical Solutions
 - 8.4.1 Kepler's Equation
 - 8.4.2 Orbit Elements
 - 8.4.3 Lagrange/Gibbs F and G Solution

9 Restricted Three-Body Problem

- 9.1 Lagrange's Three-Body Solution
 - 9.1.1 General Conic Solutions
 - 9.1.2 Circular Orbits

9.2 Circular Restricted Three-Body Problem

- 9.2.1 Jacobi Integral
- 9.2.2 Zero Relative Velocity Surfaces
- 9.2.3 Lagrange Libration Point Stability

9.3 Periodic Stationary Orbits

9.4 The Disturbing Function

10 Gravitational Potential Field Models

- 10.1 Gravitational Potential of Finite Bodies
- 10.2 MacCullagh's Approximation
- 10.3 Spherical Harmonic Gravity Potential
- 10.4 Multi-Body Gravitational Acceleration
- 10.5 Spheres of Gravitational Influence

11 Perturbation Methods

- 11.1 Encke's Method
- 11.2 Variation of Parameters
 - 11.2.1 General Methodology
 - 11.2.2 Lagrangian Brackets
 - 11.2.3 Lagrange's Planetary Equations
 - 11.2.4 Poisson Brackets
 - 11.2.5 Gauss' Variational Equations
- 11.3 State Transition and Sensitivity Matrix
 - 11.3.1 Linear Dynamic Systems
 - 11.3.2 Nonlinear Dynamic Systems
 - 11.3.3 Symplectic State Transition Matrix
 - 11.3.4 State Transition Matrix of Keplerian Motion

12 Transfer Orbits

- 12.1 Minimum Energy Orbit
- 12.2 The Hohmann Transfer Orbit
- 12.3 Lambert's Problem
 - 12.3.1 General Problem Solution
 - 12.3.2 Elegant Velocity Properties
- 12.4 Rotating the Orbit Plane

12.5 Patched-Conic Orbit Solution

- 12.5.1 Establishing the Heliocentric Departure Velocity
- 12.5.2 Escaping the Departure Planet's Sphere of Influence
- 12.5.3 Enter the Target Planet's Sphere of Influence
- 12.5.4 Planetary Fly-By's

13 Spacecraft Formation Flying

- 13.1 General Relative Orbit Description
- 13.2 Cartesian Coordinate Description
 - 13.2.1 Clohessy-Wiltshire Equations
 - 13.2.2 Closed Relative Orbits in the Hill Reference Frame
- 13.3 Orbit Element Difference Description
 - 13.3.1 Linear Mapping Between Hill Frame Coordinates and Orbit Element Differences
 - 13.3.2 Bounded Relative Motion Constraint
- 13.4 Relative Motion State Transition Matrix
- 13.5 Linearized Relative Orbit Motion
 - 13.5.1 General Elliptic Orbits
 - 13.5.2 Chief Orbits with Small Eccentricity
 - 13.5.3 Near-Circular Chief Orbit
- 13.6 J2-Invariant Relative Orbits
 - 13.6.1 Ideal Constraints
 - 13.6.2 Energy Levels between J2-Invariant Relative Orbits
 - 13.6.3 Constraint Relaxation Near Polar Orbits
 - 13.6.4 Near-Circular Chief Orbit
 - 13.6.5 Relative Argument of Perigee and Mean Anomaly Drift
 - 13.6.6 Fuel Consumption Prediction
 - 13.6.7 Relative Orbit Control Methods
 - 13.6.7.1 Mean Orbit Element Continuous Feedback Control Laws
 - 13.6.7.2 Cartesian Coordinate Continuous Feedback Control Law
 - 13.6.7.3 Impulsive Feedback Control Law
 - 13.6.7.4 Hybrid Feedback Control Law

APPENDIXES

Elementarne zagadnienia mechaniki orbitalnej

Praktyczne techniki

Praktyczne zasady

Prawa astrodynamiki

Prędkość ucieczki

Wzory na swobodne orbity

Orbity kołowe

Orbity eliptyczne

Okres orbitalny

Prędkość

Energia

Orbity paraboliczne

Orbity hiperboliczne

Energia

Hiperboliczna nadmierna prędkość

Obliczanie trajektorii

Równanie Keplera

Orbity stożkowe

Łatka aproksymacja stożkowa

Uniwersalne sformułowanie zmiennych

Perturbacje

Manewr orbitalny

Transfer orbitalny

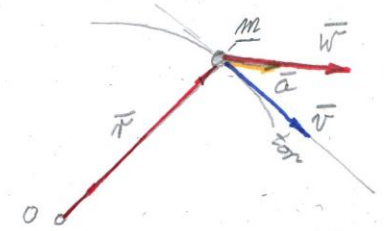
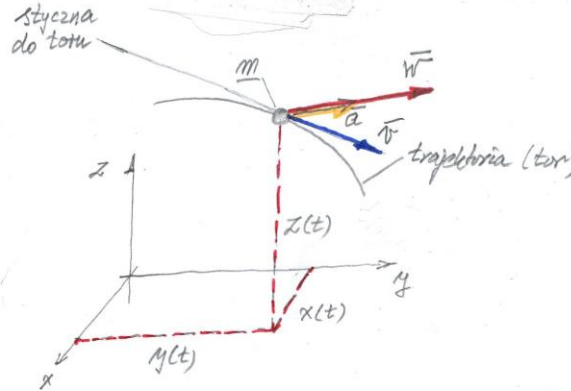
Wspomaganie grawitacji i efekt Obertha

Międzyplanetarna sieć transportowa i rozmyte orbity

Wykład 2

Kinematyka punktu

Współrzędne kartezjańskie (prostokątne)



Współrzędne wektorowe

Dynamika punktu

$$m\bar{a} = \bar{W} \quad \text{II Prawo Newtona}$$

$$m \frac{d\bar{v}}{dt} = \frac{d\bar{p}}{dt} = \bar{W}$$

↓ pęd

$$\bar{p} = m\bar{v}$$

Zasada pędu i popędu

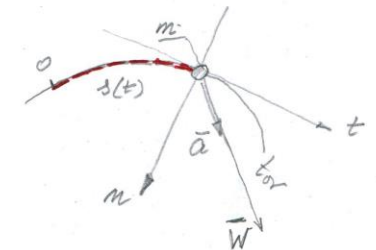
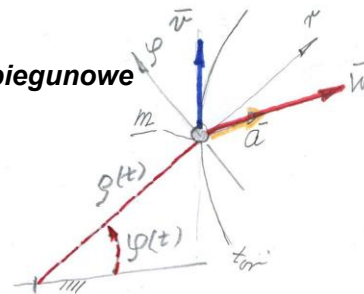
$$\Delta\bar{p} = \bar{p}_2 - \bar{p}_1 = \int_{t_1}^{t_2} \bar{W} dt$$

$$\Delta E = E_2 - E_1 = L_{1,2} \quad \text{Zasada energii i pracy}$$

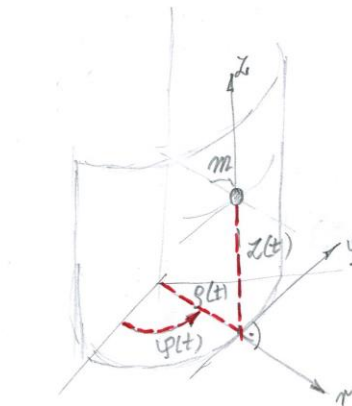
→ energia kinetyczna

$$E = \frac{mv^2}{2}, \quad \leftarrow \text{praca siły } W \text{ na drodze } ds$$

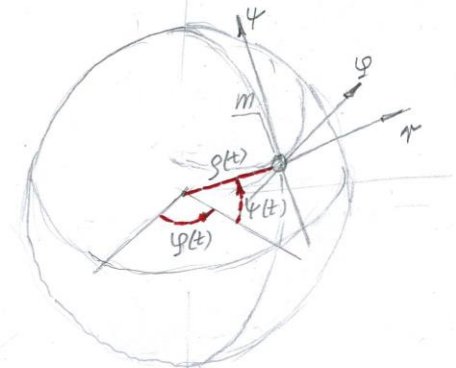
Współrzędne biegunowe



Współrzędne naturalne (normalne)



Współrzędne walcowe

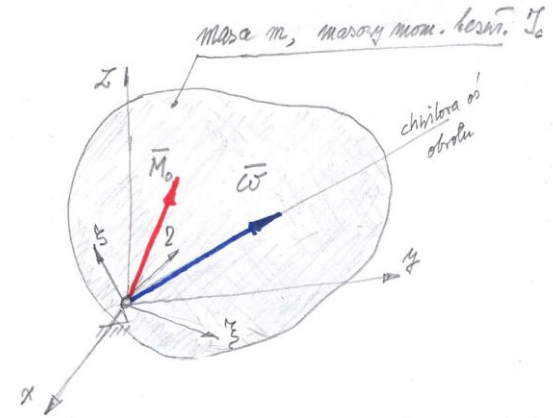


Współrzędne sferyczne

Kinematyka bryły

Dynamika bryły

Ruch kulisty



Zasada krętu

$$\frac{d\bar{K}_0}{dt} = \bar{M}_0$$

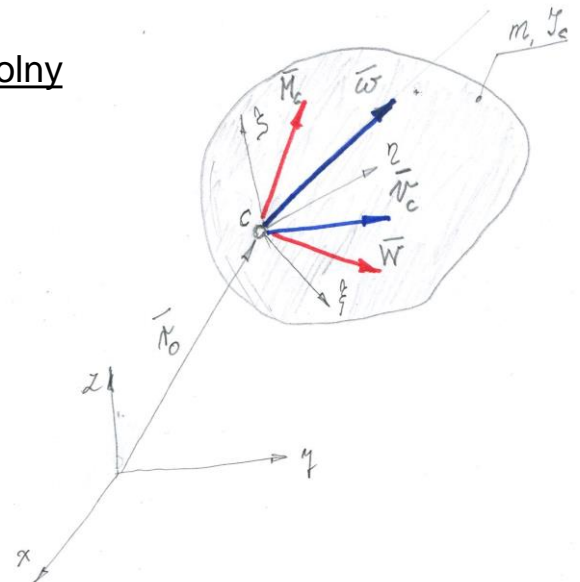
kręt

prędkość kątowna

$$\bar{K}_0 = J_c \cdot \bar{\omega}$$

masowy moment bezwładności

Ruch dowolny



pęd

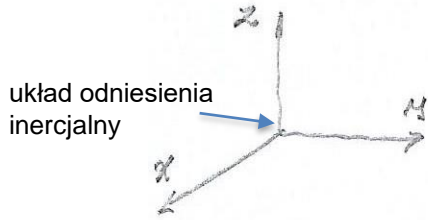
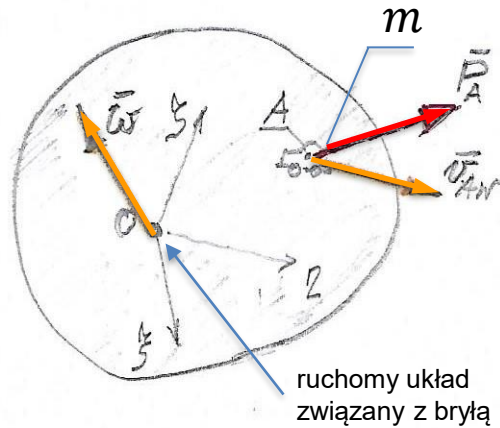
siła

$$\frac{d\bar{p}}{dt} = \bar{W}$$

$$\frac{d\bar{K}_0}{dt} = \bar{M}_0$$

moment zewnętrzny

Dynamika punktu w ruchu złożonym



$\bar{\omega}$ - prędkość kątowna bryły unoszącej

\vec{v}_{Aw} - prędkość punktu A względem bryły

przyspieszenie punktu A Coriolisa

przyspieszenie punktu A względne

przyspieszenie punktu A unoszenia

$$\bar{a}_A = \ddot{\vec{r}}_A = \bar{a}_{Au} + \bar{a}_{Aw} + \bar{a}_{Ac}$$

$$m\bar{a}_A = m(\bar{a}_{Au} + \bar{a}_{Aw} + \bar{a}_{Ac}) = \bar{P}_A$$

dotychczasowe siły mające wpływ na ruch względny

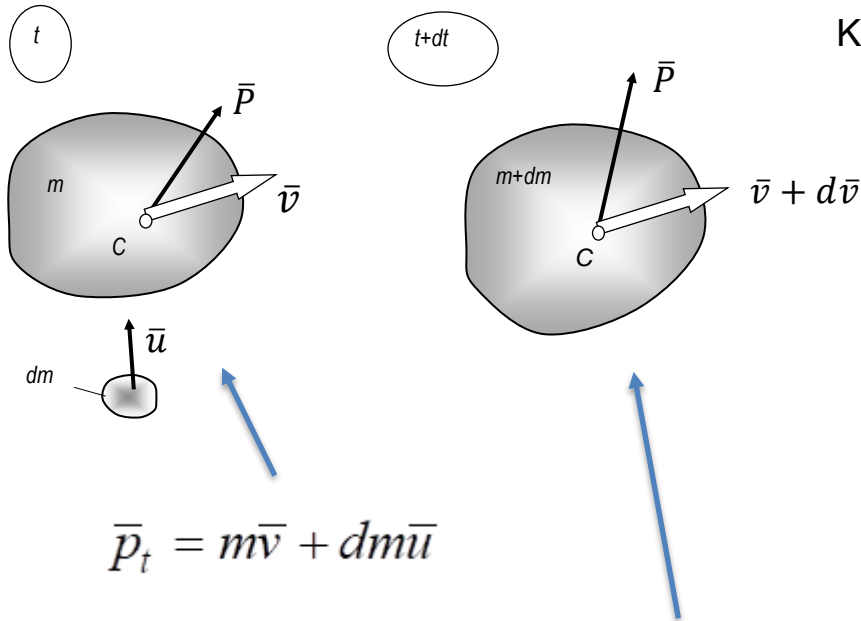
$$m\bar{a}_{Aw} = \bar{P}_A + \bar{A}_{Au} + \bar{A}_{Ac}$$

$$\bar{A}_{Au} = -m\bar{a}_{Au}$$

$$\bar{A}_{Ac} = -m\bar{a}_{Ac} = -m(2\bar{\omega} \times \vec{v}_{Aw}) = 2m\vec{v} \times \bar{\omega}$$

Dynamika układu o zmiennej masie punktu

Rozważamy układ, w którym do masy m poruszająca się z prędkością v dołącza masa dm poruszająca się z prędkością u



Korzystamy z równania

$$\frac{d\bar{p}}{dt} = \bar{W}$$

Pęd układu: $\bar{p}_t = m\bar{v} + dm\bar{u}$

$$\bar{p}_{t+dt} = (m + dm)(\bar{v} + d\bar{v}) = m\bar{v} + m d\bar{v} + dm\bar{v} + dm d\bar{v} \cong m\bar{v} + m d\bar{v} + dm\bar{v}$$

Przyrost pędu w czasie dt jest więc równy

$$\frac{d\bar{p}}{dt} = \frac{\bar{p}_{t+dt} - \bar{p}_t}{dt} = m \frac{d\bar{v}}{dt} + \frac{dm}{dt} (\bar{v} - \bar{u}) = m \frac{d\bar{v}}{dt} - \frac{dm}{dt} \bar{w}$$

gdzie $\bar{w} = \bar{u} - \bar{v}$ jest prędkością względną. Przyrost ten jest równy sile \bar{P} , co zapisujemy

$$m \frac{d\bar{v}}{dt} = \bar{P} + \bar{\Phi}$$

równanie Mieszczerskiego

gdzie $\bar{\Phi} = \bar{w} \frac{dm}{dt}$

ma charakter dotatkowej siły.

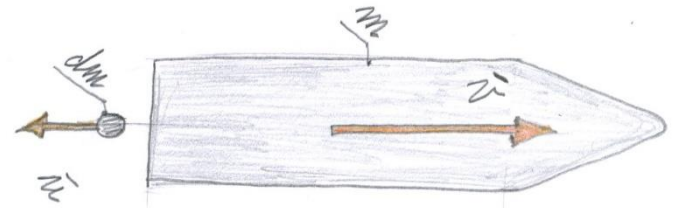
W rakietach nawet **97%** masy stanowi masa spalającego się paliwa !!!
Rakieta zużywa ok. **14%** paliwa na przebijanie się przez atmosferę ziemską

Jeżeli prędkość dołączanej masy jest zerowa ($\bar{u} = 0$), to równanie Mieszczerskiego upraszcza się do postaci

$$d(m\bar{v}) = \bar{P}$$

gdzie: $m=m(t)$ oraz $\bar{v} = \bar{v}(t)$

Wzór Ciołkowskiego*



$\vec{u} = \vec{v} + \vec{w}$
 \vec{w} - prędkość względna

W przypadku, gdy na raketę nie działa w kierunku lotu żadna siła (lot poziomy) równanie Mieszczerskiego przyjmuje postać

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{\Phi} = \vec{w} \frac{dm}{dt}$$

skąd

$$d\vec{v} = \vec{w} \frac{dm}{m}$$

* Wzór ten teoretycznie został opracowany w 1813 roku, na długo przed pierwszymi, potencjalnymi zastosowaniami

Jeżeli prędkość względna spalin jest stała ($\vec{w} = \text{const}$), to po scałkowaniu mamy

$$\Delta v = w \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_1}\right) = w \cdot \ln(MR) = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln(MR)$$

Impuls właściwy dla różnych paliw

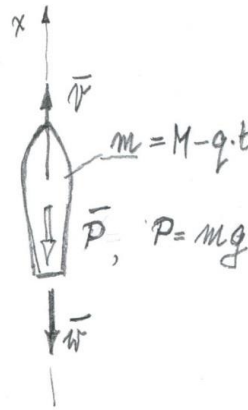
gdzie:

I_{sp} - impuls właściwy; g_0 - przyspieszenie ziemskie;
 MR - *propellant mass ratio*

Rodzaj paliwa	Impuls właściwy [s]
nadchloran potasu + asfalt (stałe)	170-210
hydrazyna (ciekłe jednoskładnikowe)	160-190
wodór-ozon (ciekłe dwuskładnikowe)	300-385
silnik jonowy	2000

Wykład 2

Określić prędkość $v(t)$ rakiety o masie startowej M , gdy zużycie paliwa na jednostkę czasu wynosi q [kg/s], a produkty spalania wypływają z rakiety ze stałą prędkością względną w . Zmianę przyspieszenia grawitacyjnego z wysokością pominąć.



$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{P} + \vec{\Phi}, \quad \vec{\Phi} = \vec{w} \frac{dm}{dt}$$

$$P = m g = (M - q t) g$$

$$m = M - q t$$

$$\vec{\Phi} = w \frac{d}{dt} (M - q t) = w (-q) = -w q$$

$$\vec{w} = \vec{u} - \vec{v}$$

dla kierunku x mamy

$$(M - q t) \frac{dv}{dt} = -(M - q t) g - (-w q)$$

$$\frac{dv}{dt} = -g + \frac{w q}{M - q t} \quad | \cdot dt$$

$$\int_0^v dv = \int_0^t -g dt + \int_0^t \frac{w q}{M - q t} dt$$

$$v = -g t - w \ln(M - q t) \Big|_0^t$$

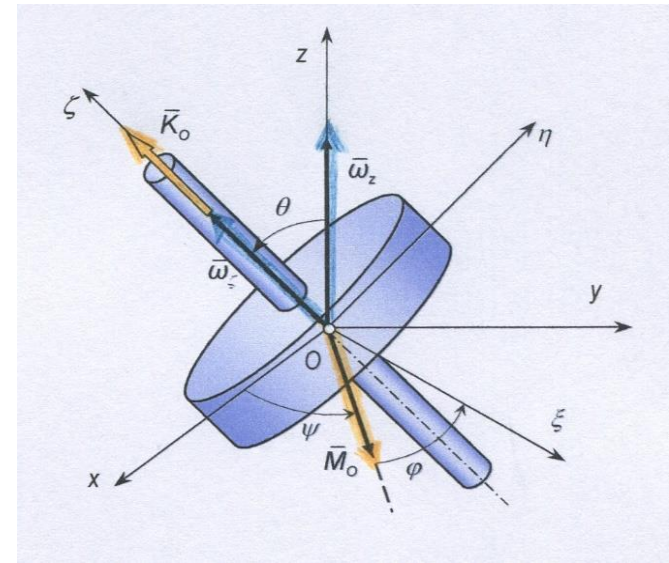
$$v = w \ln \frac{M}{M - q t} - g t$$

Żyroskopem nazywamy ciało materialne o postaci bryły obrotowej (wirnika), osadzone na osi pokrywającej się z osią geometryczną tego ciała zwanej osią żyroskopową.

W uproszczonej (przybliżonej) teorii żyroskopowej zakładamy

$$\omega_\zeta \gg \omega_z$$

$$\omega_\zeta = \text{const}$$

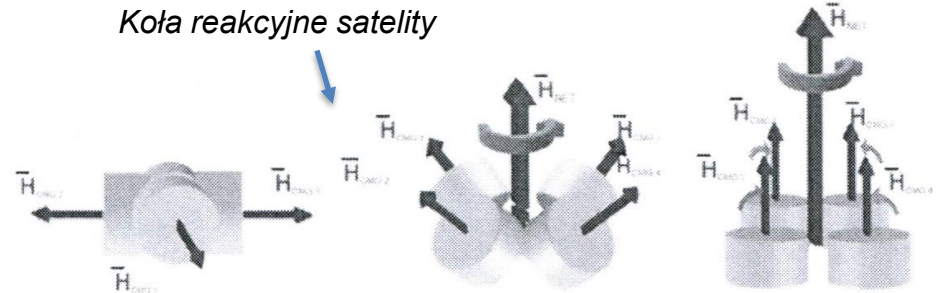


Siły działające na żyroskop muszą spełniać warunek (różniczkowa postać zasady krętu)

$$\dot{\bar{K}}_O = \bar{M}_O$$

moment **niezbędny** do zmiany krętu

↑
pochodna krętu względem czasu



Ruch żyroskopu jest chwilowym ruchem obrotowym wokół punktu O. Prędkości kątowe żyroskopu są równe $\bar{\omega}_\zeta$ i $\bar{\omega}_z$, stąd

$$\bar{K}_O \cong J_\zeta \bar{\omega}_\zeta$$

a pochodna

$$\dot{\bar{K}}_O = \bar{\omega}_z \times \bar{K}_O = J_\zeta \bar{\omega}_z \times \bar{\omega}_\zeta$$

a moment

$$\bar{M}_O = J_\zeta \bar{\omega}_z \times \bar{\omega}_\zeta$$

Prędkości kosmiczne

Uniwersalna stała grawitacyjna G

6,673 10^{-11} Nm^2/kg^2

Prędkości kosmiczne:

I (*kołowa*)

7,91 km/s

II (*paraboliczna, ucieczki z Ziemi*)

11,19 km/s

III (*ucieczki z Układu Słonecznego*)

42,1 km/s

IV (*ucieczki z naszej Galaktyki*)

350 km/s

Prędkość światła

299,79 10^3 km/s

Prędkość dźwięku w powietrzu

0,34 km/s (340 m/s = 1 Ma)

Pierwsza prędkość kosmiczna (kołowa)

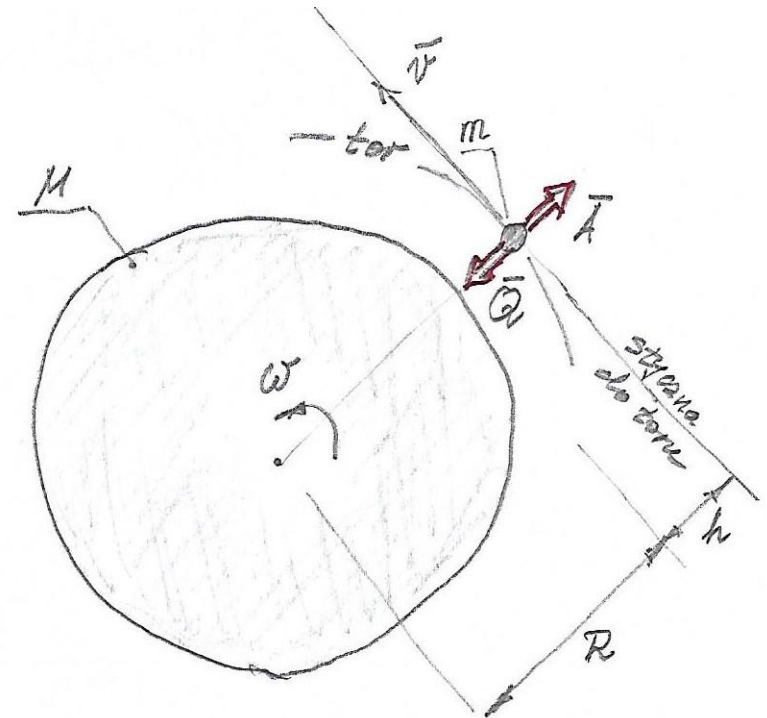
Z równowagi sił grawitacyjnej i odśrodkowej na orbicie kołowej $Q = A$ otrzymujemy

$$G \frac{Mm}{(R+h)^2} = m \frac{v^2}{(R+h)}$$

Skąd dla $h \gg R$ i przy uwzględnieniu

$$g = G \frac{M}{R^2} \quad \text{mamy}$$

$$v_I = v = \sqrt{gR} = 7,91 \text{ km/s}$$



Druga prędkość kosmiczna (ucieczki z Ziemi)

Z równania dynamiki dla masy m mamy

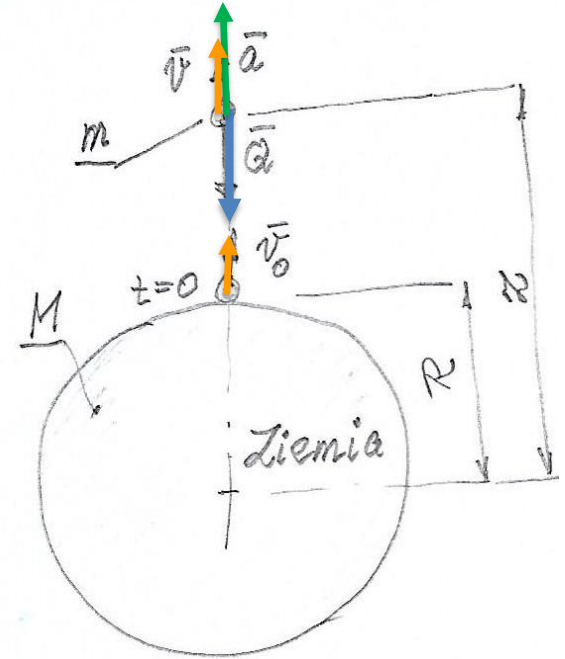
$$ma = -Q = -\frac{GMm}{z^2} \quad \text{lub} \quad \frac{dv}{dt} = -\frac{GM}{z^2}$$

Po pomnożeniu ostatniego równania dwustronnie przez otrzymujemy dz

$$v \cdot dv = -\frac{GM}{z^2} dz \quad , \text{ a po scałkowaniu} \quad \frac{v^2}{2} = \frac{GM}{z} + A$$

Uwzględniając np. warunki brzegowe: $z = R$, $v = v_0$ obliczamy stałą całkowania

$$A = \frac{v_0^2}{2} - \frac{GM}{R} \quad \text{a ostatecznie otrzymujemy}$$



$$\frac{v^2}{2} = \frac{GM}{z} + \frac{v_0^2}{2} - \frac{GM}{R}$$

Drugą prędkość kosmiczną otrzymujemy przy założeniu, że powinna ona umożliwić, aby dla $z \rightarrow \infty$ prędkość zmalała do zera $v \rightarrow 0$. Stąd

$$v_{II} = v_0 = \sqrt{\frac{2GM}{R}} = \sqrt{2gR} = \mathbf{11,19 \text{ km/s}}$$

Trzecią ($v_{III} = 42,1 \text{ km/s}$)

lub czwartą prędkość

kosmiczną ($v_{IV} = 350 \text{ km/s}$) otrzymujemy z tego samego wzoru podstawiając dane liczbowe **Słońca** lub naszej **galaktyki**.

Techniki i technologie kosmiczne

Umożliwiają zaspakajanie ciekawości, urzeczywistnianie marzeń i oczekiwań, realizację misji kosmicznych związanych z badaniami naukowymi, poznawaniem wszechświata, monitorowaniem kosmosu i Ziemi, eksploracją kosmosu.

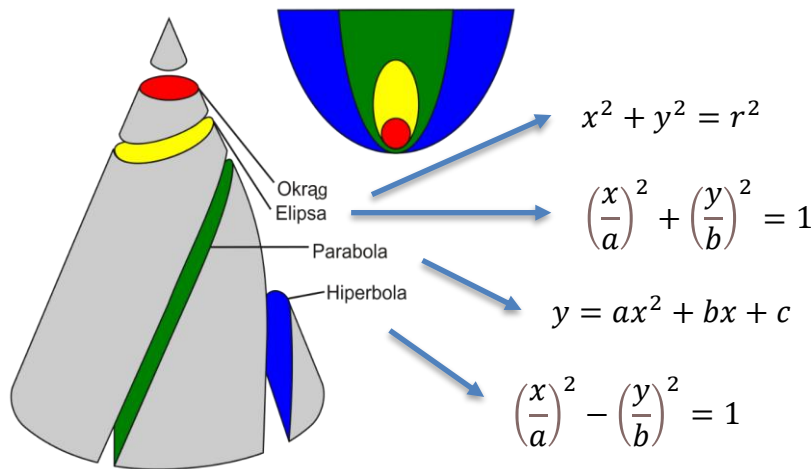
Dotyczą mechaniki orbitalnej, rakiet, satelitów, lotów rakiet, wynoszenia satelitów, manewrów rakiet i satelitów, planowania i realizacji misji kosmicznych.

Przykładowo, w locie rakiety można wyróżnić kilka etapów: start, przelot przez atmosferę do umownej granicy, lot po orbicie okołoziemskiej i wszelkie manewry na tej orbicie, przelot do innego obiektu kosmicznego i „zaokrętowanie” na jego orbicie, wreszcie lądownie na innej planecie.

Lot rakiety

Rakieta w czasie swego lotu realizuje kilka etapów: start, przelot przez atmosferę do umownej granicy, lot po orbicie okołozemskiej i wszelkie manewry na tej orbicie, przelot do innego obiektu kosmicznego i „zakrętowanie” na jego orbicie, wreszcie lądowanie na innej planecie. Służy też do wynoszenia satelitów w przestrzeń kosmiczną.

Orbita jest powtarzalnym torem ruchu obiektu wokół masy centralnej, której kształt jest jedną z krzywych stożkowych. Ruch większości ciał Układu Słonecznego odbywa się po orbitach zamkniętych w kształcie **elipsy**, a w szczególnych przypadkach w kształcie **okręgów**. Jeśli dany obiekt zakrzywił swój tor ruchu tylko jednorazowo wokół masy centralnej, mamy do czynienia z otwartą, której kształt jest **hiperbolą**, a w szczególnym przypadku **parabolą**. Takim ruchem porusza się większość komet.



Orbita geostacjonarna – orbita okołoziemiska, która zapewnia krążącemu po niej satelicie zachowanie stałej pozycji nad wybranym punktem równika Ziemi. Orbita geostacjonarna jest orbitą kołową, zawartą w płaszczyźnie równika. Przebiega na wysokości 35 786 km nad równikiem (42 160 km od środka Ziemi). Prędkość ciała na orbicie geostacjonarnej wynosi około 3,08 km/s, a czas okrążenia przez niego Ziemi jest równy 23 godziny 56 minut i 4 sekundy, czyli dokładnie tyle, ile trwa doła gwiazdowa.

Orbita geostacjonarna jest szczególnym przypadkiem orbity geosynchronicznej.



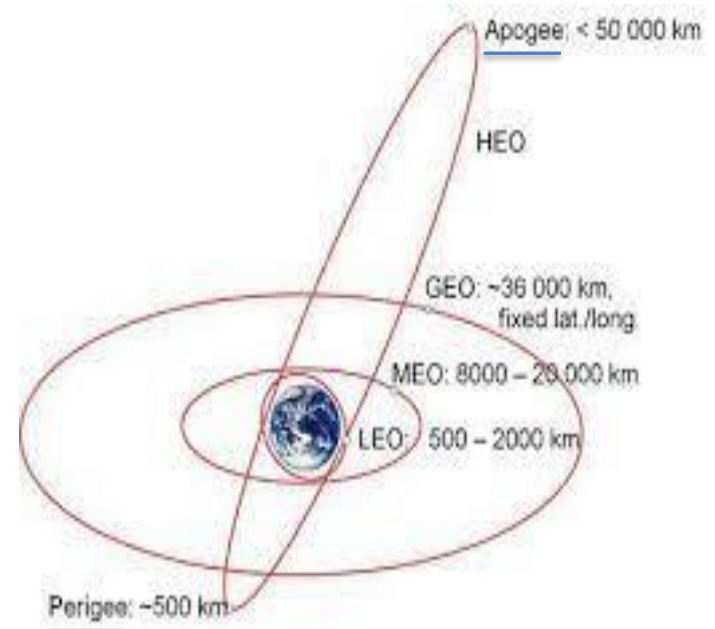
doła gwiazdowa Ziemi

Prędkość na orbicie jest skutkiem posiadanej przez układ energii całkowitej, na którą składa się energia kinetyczna oraz potencjalna

$$E = \frac{mv^2}{2} - \frac{GMm}{r}$$

gdzie: E – energia całkowita, M – masa centralna, m – masa satelity, v – prędkość satelity, G – uniwersalna stała grawitacyjna, r – odległość satelity od masy centralnej.

Energia całkowita w dowolnym momencie na orbicie jest stała, chyba że zostanie przyłożona siła zewnętrzna do układu (praca), która będzie skutkowałą zmianą orbity. Rozważając ruch po orbicie eliptycznej można wyróżnić moment, w którym satelita jest najbliżej okrążanej masy. Znajduje się on wówczas w **perycentrum**, gdzie energia potencjalna jest najmniejsza, a kinetyczna największa. W pozycji, w której znajduje się on najdalej od masy centralnej, zwana **apocentrum**, jego energia kinetyczna, a tym samym prędkość jest najmniejsza.



Można wyznaczyć **prędkość w dowolnym punkcie orbity**, porównując energię całkowitą w analogicznym punkcie z energią całkowitą w dowolnym punkcie orbity. W celu obliczenia energii całkowitej w dowolnym punkcie w miejsce promienia wstawiana jest wielka półoś, która stanowi połowę dłuższej osi elipsy, czyli połowę sumy odległości od środka masy *perycentrum* i *apocentrum*

$$\frac{mv^2}{2} - \frac{GMm}{r} = \frac{mv_a^2}{2} - \frac{GMm}{a}$$

gdzie: $v_a = \sqrt{\frac{GM}{a}}$ – prędkość dla orbity o promieniu równym wielkiej półosi

$$a = \frac{r_p + r_a}{2}$$

a – wielka półoś, r_p – odległość w perycentrum, r_a – odległość w apocentrum.

Po przekształceniach otrzymujemy wzór na prędkość w dowolnym punkcie na orbicie w zależności od odległości apocentrum i perycentrum obliczanej orbity oraz odległości od masy centralnej

$$v = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

Impuls właściwy

Impuls właściwy jest parametrem opisującym silnik. Impuls właściwy może być podawany w [m/s], kiedy jest on stosunkiem popędu do masy zużytego paliwa. Drugim sposobem opisanie impulsu właściwego jest wyrażenie go w [s], kiedy jest on stosunkiem popędu do masy zużytego paliwa w warunkach ziemskich

$$I = \frac{\Delta p}{g\Delta m} = \frac{F \cdot t}{g\Delta m}$$

gdzie: I – impuls właściwy, Δp – popęd wytworzony przez silnik, g – przyspieszenie ziemskie, Δm – masa zużytego paliwa, F – siła ciągu silnika, t – czas

Wartość impulsu właściwego dostarcza informacji jak wydajnie pracuje ten silnik. Im jest on większy, tym każda jednostka masy zużytego paliwa jest lepiej wykorzystana. Można go utożsamiać ze zużyciem paliwa w silnikach samochodowych.

Zużycie paliwa podczas zmiany orbity

Satelita poruszający się po orbicie będzie posiadał pewną energię. W przypadku, gdy satelita znajdował się na pierwszej orbicie jego energia całkowita była równa

$$E_1 = \frac{mv_1^2}{2} - \frac{GMm}{r_1}$$

gdzie: E_1 – energia całkowita na pierwszej orbicie, v_1 – prędkość na pierwszej orbicie, r_1 – promień pierwszej orbity.

Natomiast gdy znajdzie się on na drugiej orbicie jego energia całkowita była równa

$$E_2 = \frac{mv_2^2}{2} - \frac{GMm}{r_2}$$

gdzie: E_2 – energia całkowita na drugiej orbicie, v_2 – prędkość na drugiej orbicie, r_2 – promień drugiej orbity.

Chcąc przenieść satelitę z pierwszej orbity na drugą niezbędne jest dostarczenie do układu różnicy energii

$$\Delta E = \left(\frac{mv_2^2}{2} - \frac{GMm}{r_2} \right) - \left(\frac{mv_1^2}{2} - \frac{GMm}{r_1} \right)$$

gdzie ΔE – różnica energii na pierwszej i drugiej orbicie.

Tę różnicę energii należy uzupełnić o pracę siły ciągu silnika. Przy założeniu, że siła ciągu silnika jest stała i wynosi F musi ona oddziaływać na satelitę na drodze s równej

$$s = \frac{\Delta E}{F}$$

gdzie: ΔE – różnica energii, F – siła ciągu silnika, s – droga na której działa siła.

Aby móc posłużyć się wzorem na potrzebny impuls właściwy silnika należy określić czas jego działania dla przeniesienia satelity z orbity na orbitę. Przyjmując dla uproszczenia średnią prędkość satelity w ruchu na pierwszej i drugiej orbicie równą

$$v_s = \frac{v_1 + v_2}{2}$$

Można obliczyć minimalny czas pracy silnika dla wykonania manewru zmiany orbity

$$t = \frac{\Delta E}{F \cdot v_s}$$

Wykorzystując wzór na impuls właściwy można określić ilość zużytego paliwa

$$\Delta m = \frac{F \cdot t}{g \cdot I}$$

Udział masy zużytego paliwa do całkowitej masy satelity można wyznaczyć dzieląc powyższą zależność obustronnie przez masę całkowitą

$$\frac{\Delta m}{m} = \frac{F \cdot t}{g \cdot I \cdot m}$$

gdzie m – masa całkowita satelity wraz z paliwem.

Należy zauważyć, że masa całkowita będzie malała o masę zużytego paliwa w czasie wykonania manewru. Dla większości rozważanych przypadków będzie to wartość rzędu paru procent, dlatego w uproszczonej analizie przyjęto, że masa się nie zmienia.

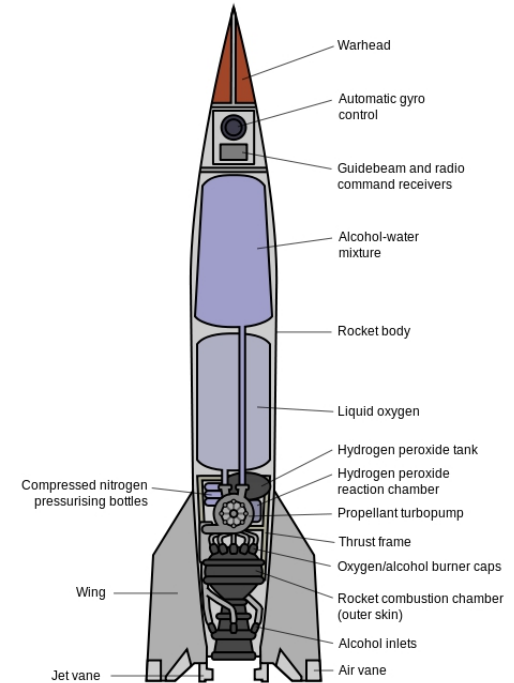
Napędy rakiet i satelitów kosmicznych

Eksploracja kosmosu stała się możliwa dzięki wynalezieniu rakiet nośnych. Pierwsze z nich powstały w Chinach ok. 960 roku. Na początku były wykorzystywane do obrzędów religijnych lecz bardzo szybko zaczęły być wykorzystywane jako broń. Przełomowe było wyprodukowanie raketowych pocisków balistycznych V-2 w 1943 roku. Szefem niemieckiego zespołu był Wernher von Braun. V-2 nie zmieniła biegu wojny, ale dała początek rakietom kosmicznym.

Kolejną, po dotarciu w kosmos, barierą w eksploracji przestrzeni kosmicznej jest poruszanie się w specyficznych warunkach.

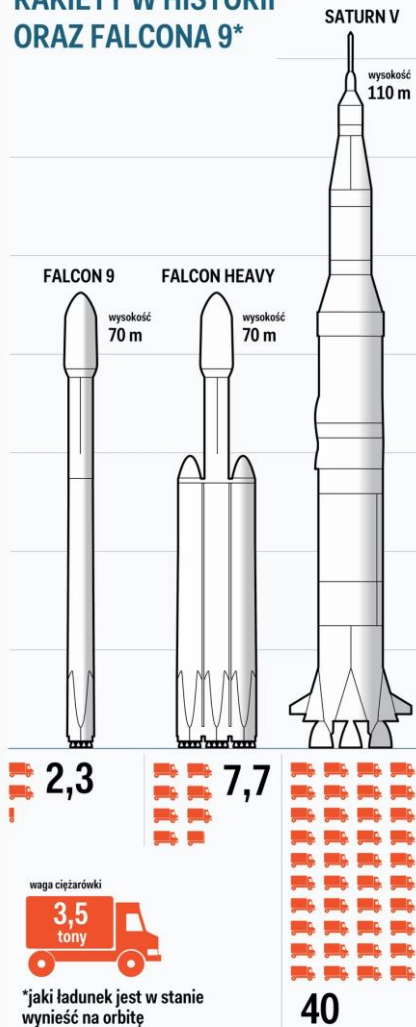
Rodzaje napędów

Odległości dzielące obiekty Układu Słonecznego stanowią największą barierę, utrudniającą podróżę pomiędzy nimi. Dla potrzeb górnictwa kosmicznego najistotniejszą jest ta, która dzieli Ziemię z głównym pasem planetoid. Pas ten jest największym skupiskiem znanych planetoid w naszym sąsiedztwie. Średnia odległość Ziemi od Słońca wynosi 1 j.a., natomiast średnia odległość obiektów pasa planetoid od Słońca – 2,8 j.a. Po uwzględnieniu, że 1 j.a. to 149 597 870 700 m, dale to średnią wzajemną odległość 269 276 167 km. Jest ona imponująca, a jej sprawne pokonanie, przy obecnym poziomie technologii, stanowi nie lada wyzwanie.



Wykład 2

JAK FALCON HEAVY WYPADA NA TLE NAJPOTĘŻNIEJSZEJ RAKIETY W HISTORII ORAZ FALCONA 9*



Jak duży ładunek jest w stanie wynieść na ziemską orbitę **rakieta Saturn V, wysoka na 110 metrów**, a jak wypada na tym tle najpotężniejsza rakieta SpaceX. Przeliczyliśmy te wartości na 3,5-tonowe ciężarówki.

Falcon Heavy jest 40 metrów niższy od Saturna V. Jego "bazą" jest pierwszy stopień Falcona 9. Łącznie rakieta ma aż 27 silników.

Na niską orbitę FH może wynieść ładunek o wadze prawie 64 ton, czyli 40 ton więcej niż Falcon 9. To więcej niż waży Boeing 737 z pasażerami, załogą, bagażami i paliwem. **Jeszcze dalej - na orbitę - FH może przetransportować ok. 27 ton**, czyli ok. 19 ton więcej niż Falcon 9, a na Marsa prawie 17 ton. Saturn V był w stanie wynieść na orbitę 140 ton i ok. 49 ton na Księżyc.

Bezpośrednią konsekwencją znacznych odległości jest czas podróży. Maleje on wraz z osiągnięciem coraz większych prędkości. Dotąd największą prędkość osiągnęła sonda Juno (2011), która rozpędziła się do **65 km/sek**. Trzeba jednak wziąć pod uwagę, że w dużej mierze udało się to dzięki asystom grawitacyjnym. Przy tej prędkości owa podróż zajęła by ok. 48 dni. Górną granicą prędkości, przy obecnym stanie wiedzy, jest prędkość światła wynosząca 299 792 km/sek., przy której pokonanie odległości 1,8 j.a. zajmie w przybliżeniu 15 min. Jest to jednak wartość nieosiągalna. Zresztą osiągnięcie takiej prędkości nie jest konieczne do podróży w obrębie Układu Słonecznego.

Stosowane systemy napędowe, pomimo swoich pozornie dobrych osiągnięć, wciąż są dalekie od tego, co umożliwiłoby sprawne poruszanie się w obrębie Układu Słonecznego. Większość z nich wymaga zabrania paliwa, którego ilość ogranicza zasięg podróży.

Zmienić to mają koncepcyjne napędy, które – oprócz wysokich osiągnięć – nie będą potrzebowały paliwa, a tylko źródła energii elektrycznej generowanej z reaktorów jądrowych, termojądrowych lub inne, wykorzystujące zjawiska występujące w przestrzeni kosmicznej, jak na przykład wiatr słoneczny.

Standardowe systemy napędowe

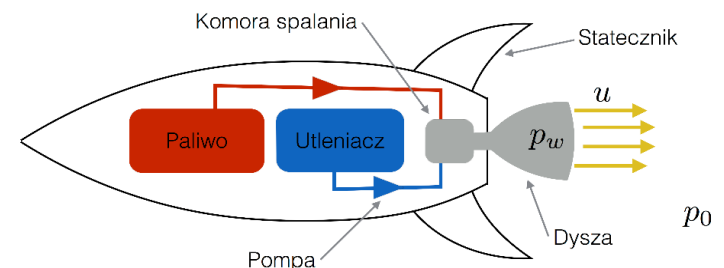
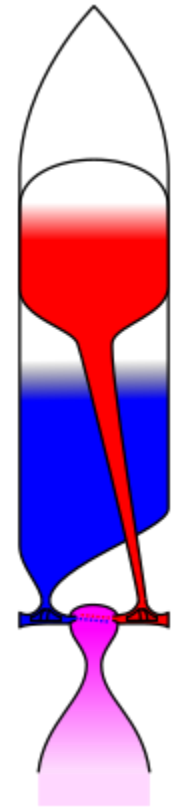
Są to systemy sprawdzone i dokładnie przetestowane. Są one niezawodne. Stopień wydajności napędów określa się za pomocą impulsu właściwego, który jest stosunkiem popędu do masy zużytego paliwa. Jednostką impulsu właściwego jest [s] lub [m/s]. Im większy jest impuls właściwy tym większą sprawność ma dany silnik, a co za tym idzie jest bardziej atrakcyjny.

Silnik na paliwo ciekłe

Silniki na paliwo ciekłe zaliczane są do silników odrzutowych, które nadają prędkość pojazdowi poprzez wyrzucanie spalin z dużą prędkością w kierunku przeciwnym do jego ruchu. Silniki te muszą posiadać utleniacz, najczęściej **ciekły tlen oraz reduktor**, najczęściej ciekły wodór. Są one podawane do komory spalania, a następnie zostają spalone i z dużą prędkością wyrzucane przez dyszę. Impuls właściwy silników na paliwo ciekłe wynosi ok. 450 s.

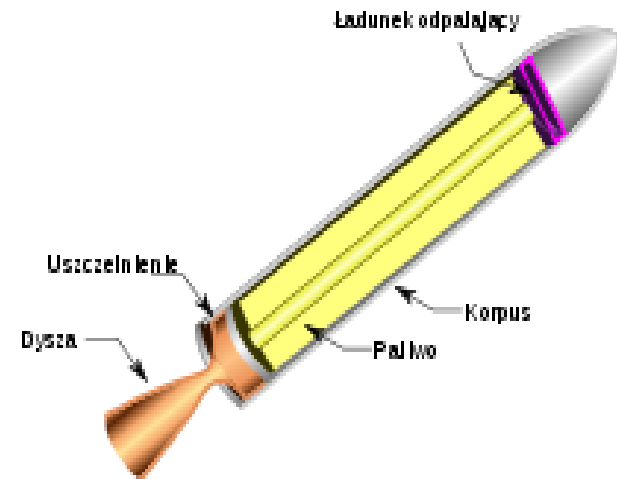
Zalety: mniejsza masa w stosunku do silników na paliwo stałe, możliwość regulacji ciągu poprzez zmianę ilości podawanego paliwa

Wady: ograniczona prędkość wylotowa spalin determinująca maksymalną prędkość pojazdu (5 km/s w przypadku ciekłego wodoru i tlenu), czas działania zależy od ilości zabranego paliwa



Silnik na paliwo stałe

Zasada działania jest analogiczna do silnika na paliwo ciekłe. Silnik różni się tym, że wykorzystuje **paliwo stałe, które jest mieszanką utleniacza i reduktora**, oraz tym że do spalania dochodzi w komorze paliwa. Spalanie paliwa stałego może odbywać się na dwa sposoby: czołowo lub kanałowo. Przy spalaniu czołowym mieszanka spala się od strony dyszy i w miarę ubywania paliwa punkt ten przesuwa się ku górze, aż do wyczerpania paliwa. Przy spalaniu kanałowym paliwa, silnik ma pusty kanał, a spalanie odbywa się od środka kanału i postępuje w kierunku ścian korpusu, aż do całkowitego spalania się paliwa. Impuls właściwy silników na paliwo stałe wynosi ok. 300 s.



Zalety: prosta budowa, niższy koszt od silnika na paliwo ciekłe

Wady: brak regulacji prędkości spalania oraz jego zatrzymania i wznowienia w dowolnym momencie, gorsze parametry od silnika na paliwo ciekłe.

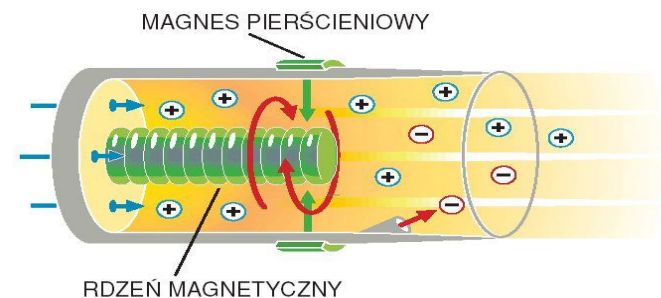
Silnik Halla

Należy do grupy silników jonowych, których czynnikiem napędowym są **jony rozpędzane polem elektrycznym wyrzucane z dużą prędkością** w kierunku przeciwnym. Najczęściej stosowanym paliwem jest ksenon z uwagi na jego obojętność, stosunkowo dużą masę atomową oraz niewielką energię jonizacji. Nie wyklucza to jednak stosowania np. azotu, którego zaletą jest dość powszechne występowanie, nawet w przestrzeni kosmicznej. Głównymi elementami silnika Halla są anoda (na dnie komory) oraz katoda (przy wylocie). Przyłożone jest do nich napięcie 200-600 V, które jest odpowiedzialne za przyspieszania jonów. Oprócz tego wymagane jest wytwarzanie pola magnetycznego, przez magnesy stałe lub elektromagnes, prostopadłego do pola elektrycznego. Jego zadaniem jest korygowanie ruchu elektronów.

Wylatujące jony muszą zostać zneutralizowane, w przeciwnym razie ich ruch nie będzie zbieżny, a nawet mogą one zostać cofnięte do silnika, mogąc go zniszczyć. Odpowiada za to katoda, która produkuje elektrony neutralizujące zjonizowany gaz. Silnik ten po raz pierwszy został zastosowany w misji kosmicznej w 1971 roku w rosyjskiej sondzie Meteor. Jest on stosowany do dziś. Impuls właściwy silnika Halla PPS 1350-G, wykorzystany w sondzie SMART-1 wynosi 1650 s.

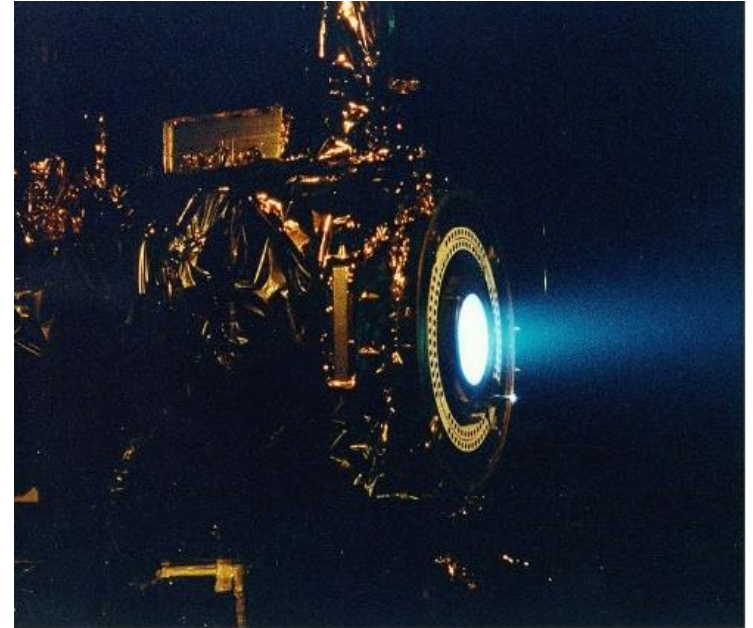
Zalety: duży impuls właściwy, dostępność paliwa

Wady: droga i skomplikowana konstrukcja



Silnik jonowy elektrostatyczny

Podobnie jak silnik Halla należy do grupy silników jonowych. Różni się sposobem rozpędzania jonów. **Zjonizowane atomy gazu, najczęściej ksenonu, poprzez pole magnetyczne są kierowane w kierunku siatki o dodatnim potencjale.** Jony znajdują się pomiędzy siatkami o dodatnim i ujemnym potencjale. Rozpędzają się one, aby opuścić komorę silnika z dużą prędkością. Przy wylocie zlokalizowana jest lampa katodowa produkująca elektrony odpowiedzialne za neutralizowanie jonów. Impuls właściwy silnika elektrostatycznego Dual-Stage 4-Grid wynosi 19 300 s.



https://pl.wikipedia.org/wiki/Silnik_jonowy

Zalety: największy impuls właściwy z obecnie stosowanych silników, dostępność paliwa

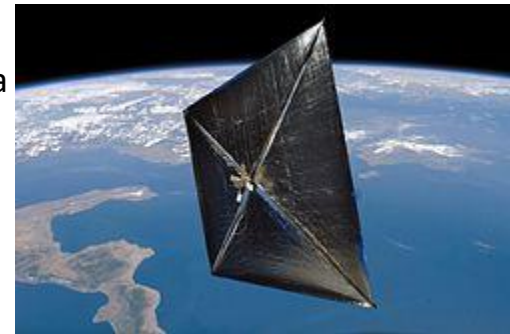
Wady: stosunkowo nowa technologia niezupełnie jeszcze przetestowana, maksymalna różnica potencjałów na siatkach wynosi 5 kV, dla jej zwiększenia wymagane jest stosowanie wielu siatek (jak w silniku Dual-Stage 4-Grid)

Systemy napędowe w fazie testowej

Mogą one w najbliższych latach zrewolucjonizować podróże kosmiczne. Ich osiągi będą znacznie przewyższały dzisiaj stosowane rozwiązania. Takimi, perspektywicznymi rozwiązaniami są: żagiel słoneczny, pulse Inductive Thruster, VASIMR oraz Helicon Double Layer Thruster.

Żagiel słoneczny

Zasada działania jest analogiczna do zwykłego żagla, gdzie zamiast wiatru **wykorzystywane jest ciśnienie światła słonecznego**. W odległości Ziemi od Słońca ciśnienie to wynosi $4,7 \mu\text{Pa}$, przy całkowitym pochłonięciu. Przy zastosowaniu powierzchni idealnie odbijającej padające światło ciśnienie to będzie dwukrotnie większe. Wraz ze wzrostem odległości od Słońca ciśnienie to maleje, aż do heliopauzy, gdzie ciśnienie innych dużych gwiazd i galaktyk przewyższa ciśnienie słoneczne. Za tą granicą konieczne byłoby użycie innego napędu. Kolejnym ograniczeniem jest podróż w kierunku Słońca, która nie jest niemożliwa, lecz znacznie bardziej skomplikowana. Byłoby konieczne zwijanie w niektórych momentach żagla oraz używanie go do hamowania. Pomocne byłoby używanie asyst grawitacyjnych planet lub wykorzystanie innych silników. Obecnie największą przeszkodą jest stworzenie odpowiednio dużej, wytrzymałej i lekkiej konstrukcji, aby napęd ten stał się użyteczny. Prawdopodobnie częściej będzie on wykorzystywany jako napęd wspomagający, np. w połączeniu z silnikiem jonowym lub tylko do pewnego rodzaju misji. Dotąd przeprowadzone zostały trzy próby tego rozwiązania: w misji IKAROS, w satelicie NanoSail-D2 oraz Cubseat'cie LigthSail-1. Wszystkie próby zakończyły się mniejszym lub większym sukcesem.



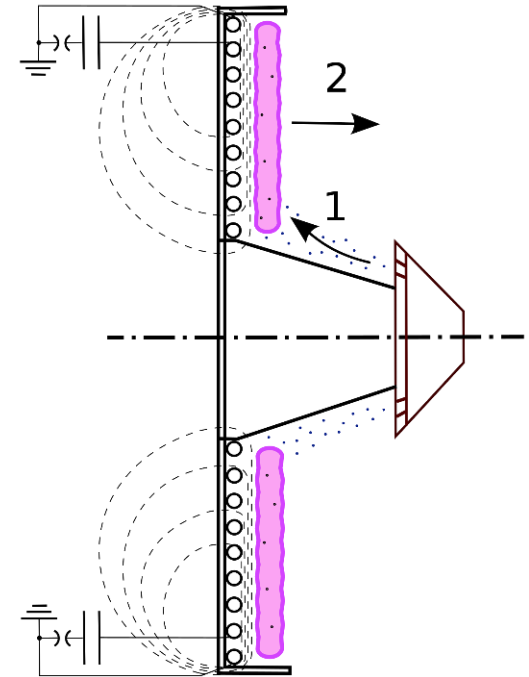
Zalety: nie wymaga stosowania paliwa, małe koszty wdrożenia

Wady: spadek siły w zależności od odległości od Słońca, trudności z ruchem w kierunku Słońca

Pulsed Inductive Thruster (PIT)

Należy do grupy silników jonowych. Jego ciąg jest spowodowany wyrzucaniem rozpędzonych jonów gazu.

Silnik posiada spiralną cewkę Ruhmkorffa, w której rozpylany jest gaz. Następnie generowany jest impuls prądu elektrycznego generujący radialne pole magnetyczne, które jonizuje gaz oraz powoduje jego ruch. Dzięki odpowiedniemu ukształtowaniu pola magnetycznego ruch jonów odbywa się w kierunku zewnętrznym. Ostatecznie jony są wyrzucane poza statek, po wcześniejszym zneutralizowaniu.



VASIMR

Należy do grupy silników jonowych

- wykorzystywana jest w nim **metoda**

podgrzewania plazmy opracowana przy konstruowaniu Tokamaka, czyli koncepcyjnej elektrowni termojądrowej. Najczęściej jako

paliwa stosuje się w nim wodór, który przy użyciu

mikrofal zostaje podgrzany do stanu plazmy

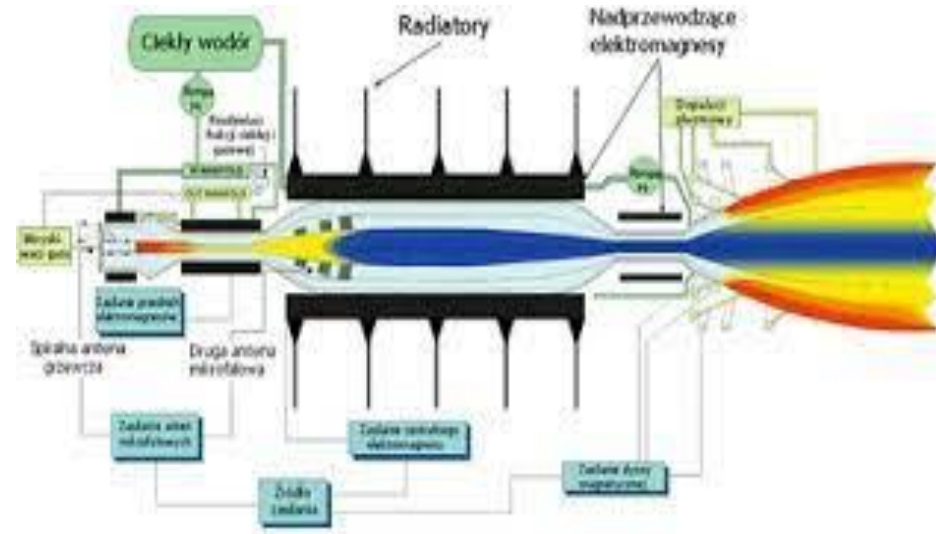
zimnej. Następnie jony te w obrębie pola magnetycznego uzyskują żądany ruch. Gaz trafia do

komory grzewczej gdzie ponownie zostaje podgrzany do stanu gorącej plazmy. Powoduje to

zwiększenie jego energii. Stamtąd jony są kierowane do dyszy magnetycznej, a następnie

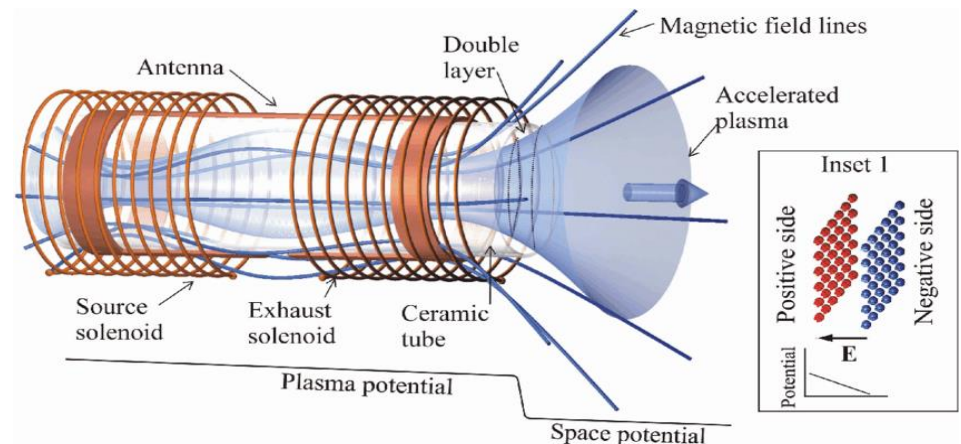
wyrzucane poza silnik, generując siłę ciągu. Obecnie silnik znajduje się w fazie testów. Impuls

właściwy tego silnika może osiągnąć nawet 30 000 s.



Helicon Double Layer Thruster

Jest także silnikiem należącym do grupy napędów jonowych. Jego działanie polega na **przyspieszaniu i wyrzucaniu jonów gazu**. Może on uzyskać lepsze osiągi od obecnie używanych silników jonowych. Do głównych elementów silnika należy rura, do której doprowadzany jest gaz oraz antena owinięta wokół niej. Obszar wewnątrz rury można podzielić na obszar źródłowy, gdzie potencjał elektryczny jest największy, a plazma ma dużą gęstość oraz obszar wydechowy o bardzo dużym potencjale elektrycznym i z mniejszą gęstością plazmy. W silniku tej konstrukcji nie jest konieczna neutralizacja jonów. Obecnie nie ma jeszcze wyników testów, ale wiadomo, że silnik działa. Konieczne są dalsze badania.



Zalety: większa odporność na uszkodzenia i korozję w porównaniu do innych silników, brak konieczności neutralizacji jonów

Konceptje nowych systemów napędowych

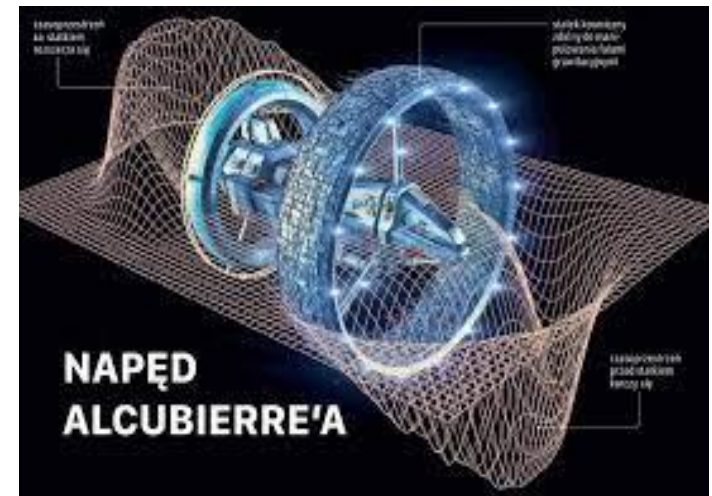
Niektóre koncepcje można uznać za science-fiction, ale teoretycznie mają one prawo działać. Ogranicza nas dzisiejsze możliwości technologiczne oraz niewystarczająca wiedza, jak np. w przypadku napędu Alcubierre'a czy silnika napędzanego anihilacją. Nie wyklucza to jednak, że w przyszłości napędy te mogą umożliwić podróże do innych gwiazd, a może i galaktyk.

Napęd Alcubierre'a

Stanowi hipotetyczną koncepcję napędu kosmicznego zaproponowanego przez Miguela Alcubierre'a. Zasada działania zakłada odpowiednie manipulowanie czasoprzestrzenią dzięki czemu pojazd mógłby podróżować szybciej niż światło (!), nie łamiąc przy tym zasad teorii względności. Polega ona na kurczeniu czasoprzestrzeni przed statkiem i rozpraszaniu jej za. Dzięki temu przestrzeń wokół pojazdu byłaby wygięta w taki sposób, że podróż sprawiałaby wrażenie krótszej niż jest w rzeczywistości. Główną trudnością jest konieczność znalezienia źródła zakrzywienia czasoprzestrzeni w kierunku przeciwnym.

Istnienie takiej materii, jest – jak dotąd – tylko teoretyczne. Przeszkodą jest też nauczenie się manipulowania czasoprzestrzenią, co może być niebezpieczne, jeśli w ogóle możliwe.

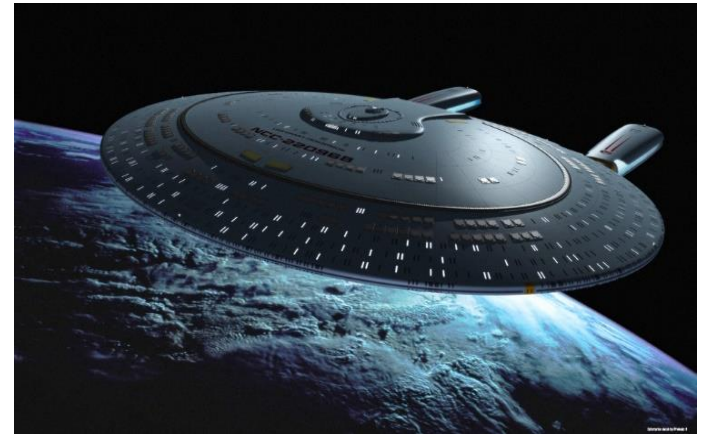
Zalety: możliwość uzyskania niewiarygodnych osiągnięć, stosunkowo tanie i szybkie podróże



Silnik napędzany anihilacją

Silnik napędzany anihilacją, to hipotetyczny napęd, który za źródło energii wykorzystywałby **energię powstałą**

z anihilacji materii i antymaterii. Jest to najbardziej wydajna metoda otrzymywania energii z jednostki masy, ponieważ cała masa zostałaby przekształcona w energię wg prawa równoważności masy i energii. Głównym problemem jest jednak trudność w pozyskiwaniu antymaterii w odpowiedniej ilości oraz brak sposobu jej bezpiecznego przechowywania. Każdy jej kontakt z materią skończyłby się potężną eksplozją. Konieczne byłoby jej uwięzienie w pułapkach utworzonych z pola magnetycznego i całkowitej próżni. Problemem byłoby też ujarzmienie tak wielkiej energii i jej odpowiednie porcjowanie, tak aby pojazd nie był tykającą bombą. Taki napęd umożliwiłby uzyskanie bardzo dużych osiągnięć przy minimalnym zużyciu paliwa.



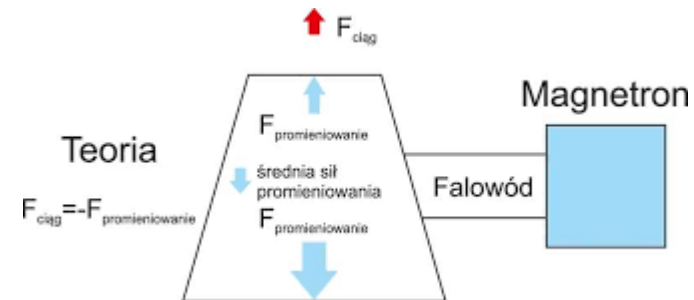
EmDrive

Napęd EmDrive został opracowany przez Rogera J. Shawyera.

Miałby on działać wyłącznie dzięki energii elektrycznej, bez użycia jakiegokolwiek paliwa. Wokół tego rozwiązania jest

wiele kontrowersji, gdyż miałby on łamać zasadę zachowania pędu. Napęd składałby się z obudowy w kształcie stożka ściętego, do którego wnętrza dostarczane jest promieniowanie mikrofalowe przez magnetron. Dzięki odpowiednio dobranym parametrom fale wpadają w rezonans, co ma powodować różną prędkość fal, w zależności od kierunku, w którym się poruszają. W rezultacie powstaje **różne ciśnienie promieniowania na ściankach**. Według niepotwierdzonych testów silnik generuje ciąg. Obecnie silnik doczekał się drugiej generacji i w dalszym ciągu jest testowany.

Planowane jest wykonanie testu w przestrzeni kosmicznej, aby wykluczyć wpływ między innymi magnetosfery i atmosfery. Ewentualne działanie silnika próbuje się tłumaczyć między innymi efektami relatywistycznymi lub kwantowymi, ale prawdą jest, że naukowcy nie są w stanie jednoznacznie wyjaśnić zasady jego hipotetycznego działania.

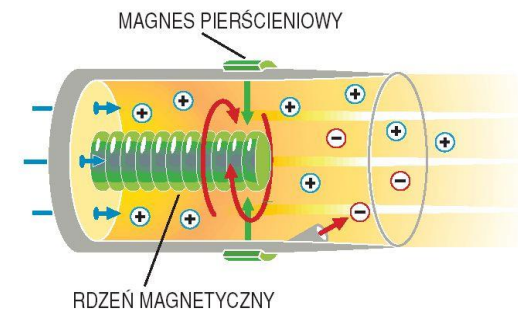
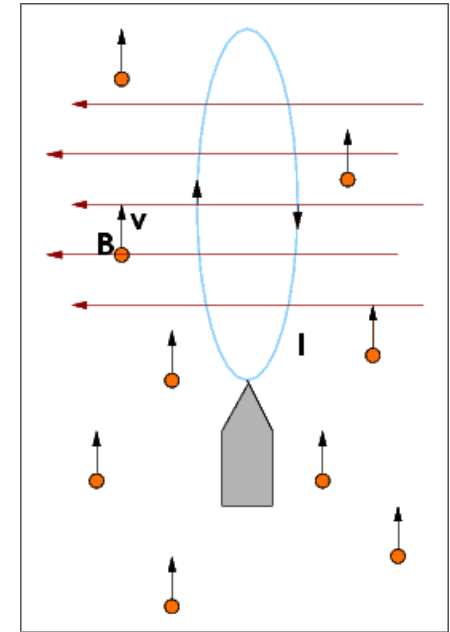


Silnik EmDrive nie zużywa paliwa i z tego powodu nie można się przy nim posłużyć miarą impulsu właściwego. Wg NASA silnik generuje ciąg $50 \mu\text{N}$. Pomimo, że jest to wiele, należy pamiętać, że w kosmosie nie występują siły oporu ruchu. Zaletą silnika jest wykorzystywanie tylko i wyłącznie energii elektrycznej.

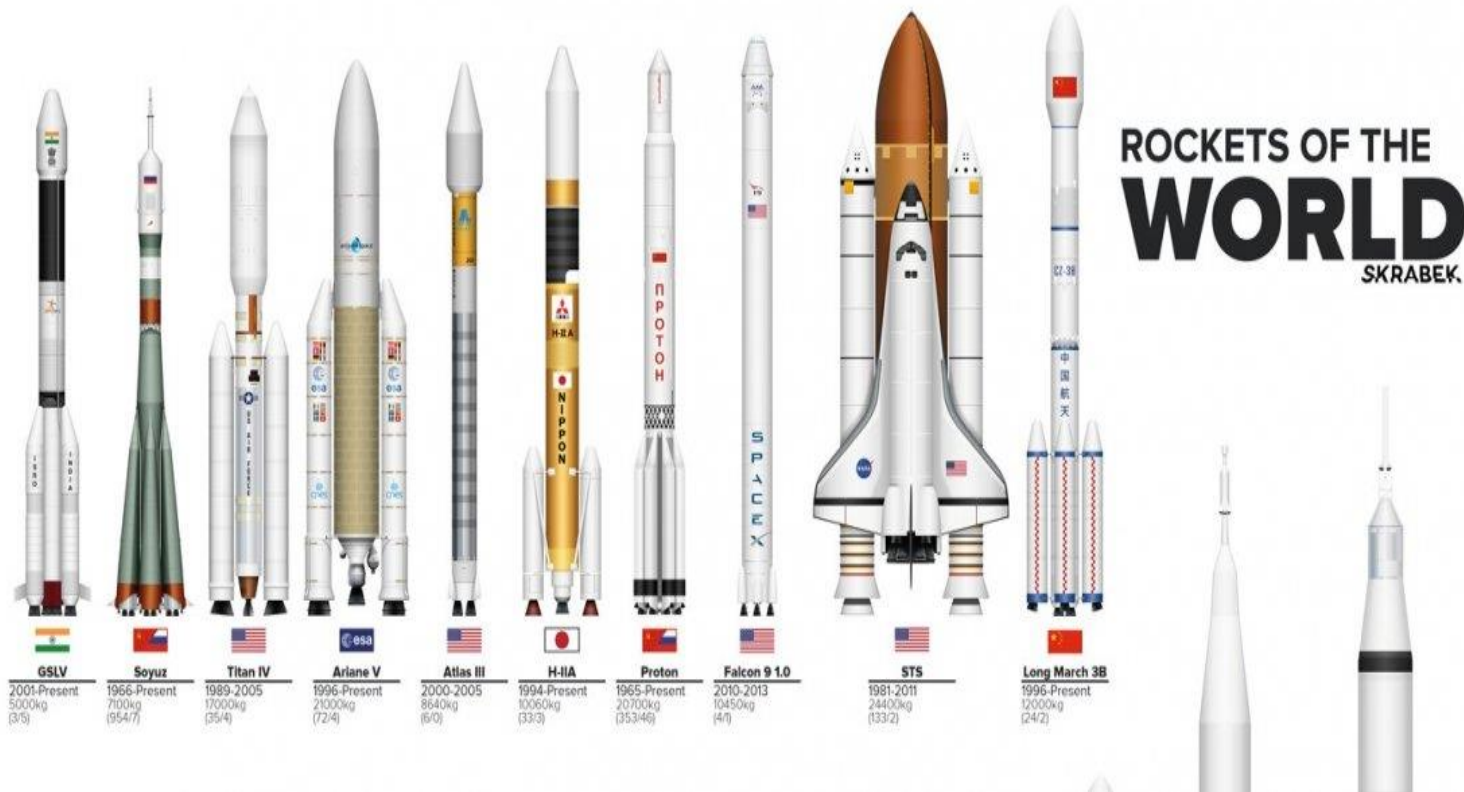
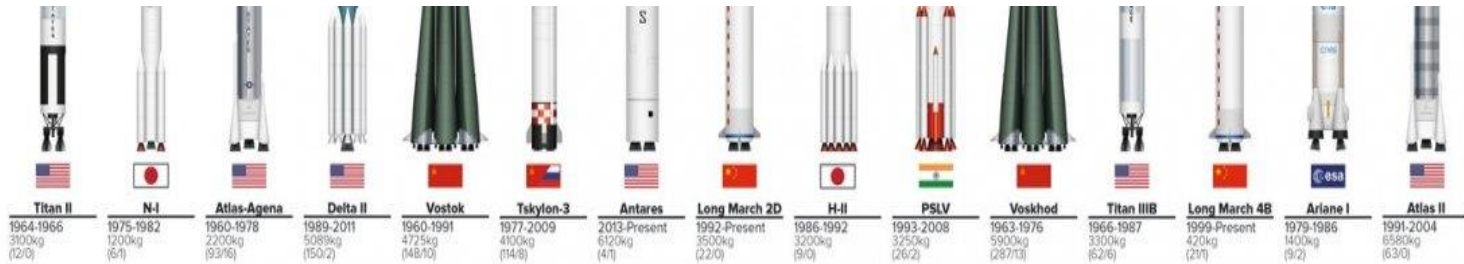


Żagiel magnetyczny

Hipotetyczny napęd typu żagiel magnetyczny **wykorzystuje statyczne pole magnetyczne do odwrócenia cząstek generowanych przez Słońce, znanych jako wiatr słoneczny**. Żagiel w tej konstrukcji nie posiadałby płachty, a według niektórych koncepcji miałby kształt olbrzymiej bańki wypełnionej plazmą. Żagiel miałby wprowadzać pole magnetyczne w obrębie plazmy, prostopadłe do ruchu naładowanych cząstek i zmieniać ich początkową trajektorię. Następnie ich napęd zostałby przekazany na żagiel wywołując nacisk. Obecnie największą przeszkodą jest redukcja masy oraz samo skonstruowanie wytrzymałej konstrukcji, której wymiary mogą sięgać nawet do 100 km oraz wysłanie jej w kosmos, ponieważ ciąg nie byłby na tyle duży, aby samodzielnie pokonać grawitację Ziemi. W porównaniu do innych napędów, których konstrukcja jest dużo prostsza a przewidywane rezultaty znacznie lepsze, prawdopodobnie napęd ten nie będzie w powszechnym użytku.



Wszystkie rakiety świata



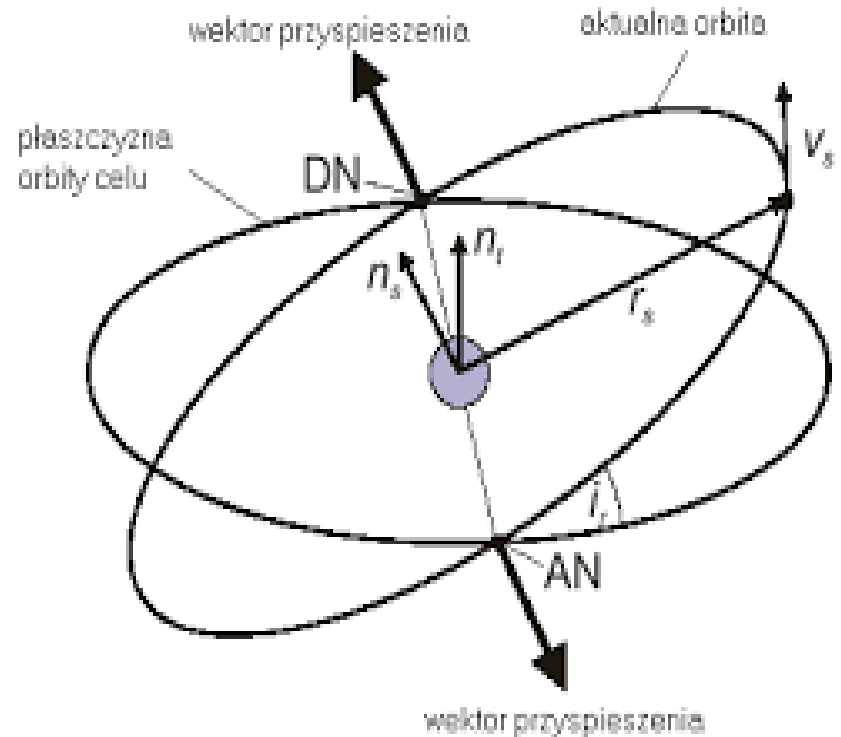
ROCKETS OF THE
WORLD
SKRABEK.

Manewry orbitalne satelity

Każda misja kosmiczna wymaga wykonywania manewrów orbitalnych. Ruch z jakim mamy do czynienia na Ziemi znacznie różni się od tego w kosmosie, a co za tym idzie może sprawiać wrażenie nieintuicyjnego. Do kluczowych różnic można zaliczyć brak oporów ruchu, co skutkuje tym, że dopóki nie zostanie przyłożona siła, orbita na jakiej znajduje się obiekt nie ulegnie zmianie. W dodatku ruch ten odbywa się po elipsach wokół masy centralnej, która niekiedy stanowi układ składający się z wielu mas, które również znajdują się w ruchu. Dlatego do planowania trajektorii konieczna jest znajomość ruchu wszystkich obiektów, które będą miały wpływ na misję. Do podstawowych manewrów orbitalnych zaliczamy: **obracanie** płaszczyzny orbity, manewr **transferowy Hohmana**, manewr **dwueliptyczny**, **asysta** grawitacyjna i **synchronizacja** orbity.

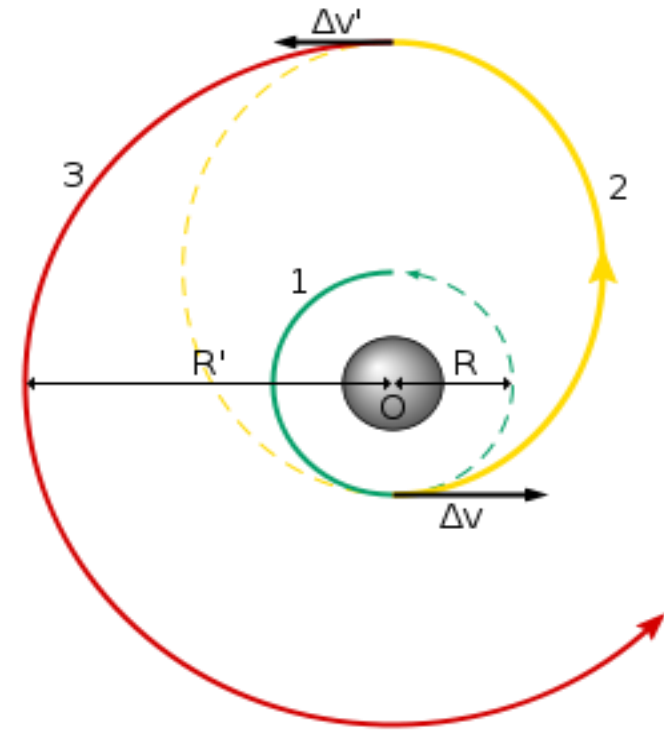
Obracanie płaszczyzny orbity

Jest to najczęściej pierwszy krok przed rozpoczęciem zmiany orbity dla wyrównania płaszczyzny orbity ruchu z płaszczyzną orbity celu. Mamy wtedy do czynienia z przypadkiem dwuwymiarowym, co sprawia, że kolejne manewry stają się łatwiejsze. Dokonuje się tego manewru przez wytworzenie ciągu w momencie przechodzenia przez węzeł wstępujący, w kierunku prostopadłym do płaszczyzny orbity docelowej. Należy zwiększać prędkość w tym kierunku, aż do wartości, gdy wypadkowy wektor prędkości będzie styczny do orbity docelowej. W ten sposób orbity będą się znajdować na tej samej płaszczyźnie, a ekscentryczność orbity nie ulegnie zmianie.



Manewr transferowy Hohmana

Manewr transferowy Hohmana pozwala na zwiększenie lub zmniejszenie orbity poprzez dwukrotną zmianę prędkości. Zmiana orbity kołowej polega na przejściu na orbitę eliptyczną, nazywaną orbitą transferową Hohmana, której apocentrum jest styczne do większej orbity, natomiast perycentrum jest styczne do mniejszej orbity. Podczas stosowania tej metody bardziej efektywne jest impulsowe zwiększenie prędkości, dlatego najlepiej jest do tego celu stosować silniki o dużym ciągu.

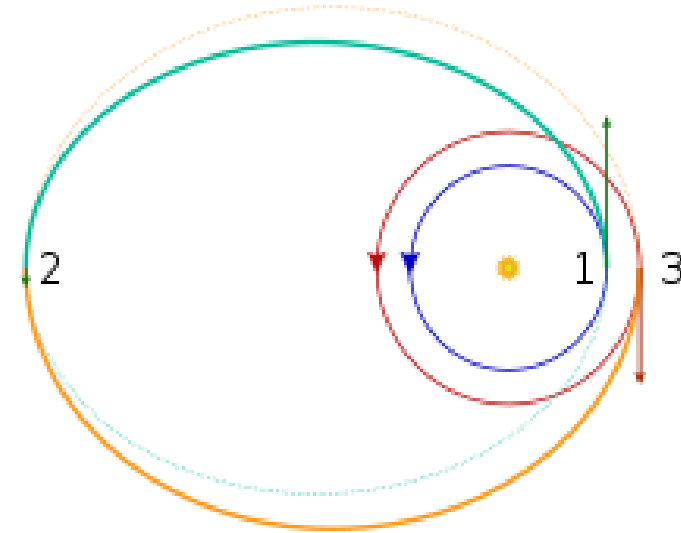


Manewr zwiększania orbity odbywa się następująco. Na mniejszej orbicie kołowej (**kolor zielony**) prędkość jest mniejsza o Δv od tej jaką posiada obiekt w apocentrum orbity transferowej. Zmiana prędkości powoduje znalezienie się na orbicie eliptycznej (**kolor żółty**). Prędkość w jej apocentrum jest mniejsza o Δv od tej jaką posiada ciało na większej orbicie kołowej (**kolor czerwony**). Zwolnienie o tę prędkość spowoduje znalezienie się na docelowej orbicie.

Manewr zmniejszania orbity odbywa się w sposób analogiczny do manewru zwiększania orbity. Wszystkie czynności opisane powyżej należy zastosować w odwrotnej kolejności, natomiast wektory prędkości mają przeciwne zwroty.

Manewr dwueliptyczny

Manewr dwueliptyczny pozwala na zmianę orbity, dokonując trzech zmian prędkości i poruszając się po dwóch różnych orbitach eliptycznych, czemu zawdzięcza swoją nazwę. Porównując tę metodę do manewru Hohmana, manewr dwueliptyczny jest bardziej ekonomiczny w przypadku, gdy różnica pól wielkiej orbity docelowej od pierwotnej jest ponad 11,94 razy większa lub mniejsza. Manewr polega na przejściu z pierwotnej orbity kołowej na pierwszą orbitę eliptyczną tak aby styczne one były w perycentrum. Gdy obiekt znajduje się w apocentrum nowej orbity, dokonuje się przejścia na drugą orbitę eliptyczną, która będzie styczna w perycentrum z orbitą docelową.



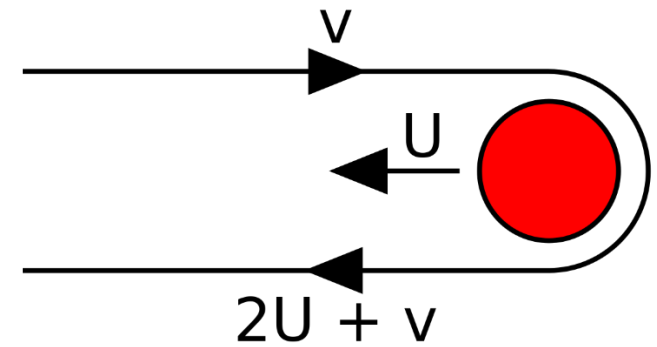
Manewr zwiększania orbity rozpoczyna się na orbicie pierwotnej (**kolor niebieski**), gdzie obiekt porusza się z prędkością mniejszą od tej na pierwszej orbicie transferowej (**kolor zielony**). Aby się na niej znaleźć należy zwiększyć prędkość o Δv . Następnym etapem jest zwiększenie prędkości o $\Delta v'$, co spowoduje zmianę orbity na drugą orbitę transferową (**kolor pomarańczowy**). Aby znaleźć się na docelowej orbicie (**kolor czerwony**) należy zwolnić o Δv .

Manewr zmniejszania orbity odbywa się w sposób analogiczny do manewru zwiększania orbity. Wszystkie czynności opisane powyżej należy zastosować w odwrotnej kolejności, natomiast wektory prędkości mają przeciwne zwroty.

Asysta grawitacyjna

Asysta grawitacyjna jest manewrem zmiany prędkości ciała, a przy tym jego obrotu przy wykorzystaniu pola grawitacyjnego innego obiektu. Najczęściej się używa do tego innych planet, ale możliwe jest wykorzystanie również gwiazd, a nawet czarnych dziur. Krótko mówiąc wykorzystanie wszystkiego co posiada wystarczającą masę i prędkość orbitalną. Maksymalna zmiana prędkości jaką można uzyskać w idealnym przypadku stanowi dwukrotność prędkości orbitalnej ciała, przy pomocy którego dokonujemy asysty grawitacyjnej.

Na rys. pokazano przykładowy sposób wykonania asysty grawitacyjnej, której konsekwencją jest dwukrotne zwiększenie prędkości ciała, które nam asystuje oraz zmianę zwrotu, w którym się porusza obiekt wykonujący asystę. Jest to tylko jeden z wariantów wykorzystania asysty, jaki można wykonać. Zmiana energii całkowitej pojazdu kosmicznego jest pozyskiwana lub tracona kosztem energii obiektu, na którym wykonywana jest asysta grawitacyjna. Jednak z uwagi na ich znacznie większą masę zmiana ta jest nieznaczna.



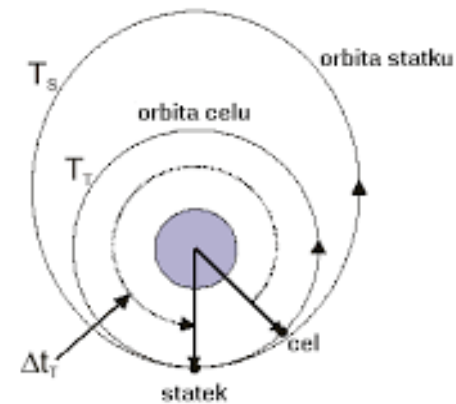
Artystyczna wizja trajektorii rakiet kosmicznych w wyniku stosowania asysty grawitacyjnej

Najważniejszą **zaletą** manewru asysty grawitacyjnej jest to, że do jego wykonania nie jest zużywane paliwo, choć jego użycie może polepszyć rezultat. Jego **wadą** jest konieczność czekania na odpowiednią konfigurację ciał, przy pomocy których wykonywana jest asysta. Przykładowo, sonda Voyager 2 zastosowała asystę grawitacyjną na Jowiszu, Uranie i Neptunie. Aby to się udało konieczna była odpowiednia konfiguracja planet. Taka sytuacja powtórzy się dopiero w XXII wieku. Kolejnym ograniczeniem jest to, że wykonanie asysty grawitacyjnej czasem może wymagać znacznego zbliżenia się do obiektu, gdzie może znajdować się atmosfera. Wówczas podczas przelotu straci się część prędkości, co jednak w przypadku gdy wykorzystuje się manewr do spowolnienia może być korzystne.

Synchronizacja orbity

Znalezienie się na tej samej orbicie co cel jest tylko częścią sukcesu. Oprócz tego oba obiekty muszą się znajdować w tej samej fazie obrotu (rysunek). Aby do tego doszło, konieczne jest zsynchronizowanie orbity. Dokonuje się tego **poprzez zmianę orbity na taką o odpowiednio dobranym mimośrodzie**. Zwiększenie ekscentryczności orbity wydłuży czas konieczny na wykonanie jednego obiegu. Jeśli różnica czasów koniecznych na wykonanie obiegu po starej i nowej orbicie wynosi tyle, co czas po jakim cel znajdzie się w punkcie, w jakim zaczęto manewr, to obiekty spotkają się w perycentrum. Wówczas należy spowolnić lot, aby znów znaleźć się na orbicie początkowej.

Ten sam efekt można uzyskać poprzez zmniejszenie orbity oraz co za tym idzie, skrócenie czasu potrzebnego do wykonania jednego cyklu. Jeśli różnica czasów potrzebna do wykonania obiegu wynosi tyle co czas potrzebny na znalezienie się w tym miejscu, gdzie znajdował się cel podczas rozpoczęcia manewru, to w momencie przejścia przez apocentrum spotkają się w tym samym miejscu. Należy wówczas zwiększyć prędkość, aby znów znaleźć się na pierwotnej orbicie.



$$\begin{aligned} Sh-ToR(0) &= T_s \\ Tg-ToR(0) &= \Delta t_r \\ Tg-ToR(1) &= T_r + \Delta t_r \end{aligned}$$

↓

Synchronizacja:

$$T_s = T_r + \Delta t_r$$

Sterowanie orientacją satelity

Sterowanie orientacją satelity (CubeSat) najczęściej sprowadza się do wykorzystania dwóch z trzech dostępnych rozwiązań. W związku z ograniczeniami dostępnej objętości i dopuszczalnej masy nie stosuje się rozwiązań CMG (*Control Moment Gyroscope*), czyli urządzeń opartych o moment żyroskopowy.

Stosowane w CubeSatach rozwiązania:

- Magnettorquer'y
- Koła reakcyjne
- Małe silniki odrzutowe.

Magnettorquer to w zasadzie elektromagnes, który generuje moment obrotowy w wyniku interakcji wewnętrznego momentu dipolowego z zewnętrznym polem magnetycznym, np. ziemskim. Jego konstrukcję stanowi pewna liczba zwojów drutu (miedzianego lub aluminiowego) owiniętych wokół rdzenia, najczęściej ferromagnetycznego.

Wprowadzenie rdzenia ferromagnetycznego do cewki znacznie zwiększa generowany moment magnetyczny, przy takich samych rozmiarach. Ostateczne parametry magnetorquer'a zależą od:

- materiału cewki – druty miedziane charakteryzują się mniejszą rezystancją (przy stałym napięciu można na nich wygenerować większe natężenie), natomiast druty aluminiowe są lżejsze,

- materiału rdzenia – preferowane są rdzenie o dużej przenikalności magnetycznej i dużym obszarze liniowym (obszarze charakterystyki, w którym moment dipolowy proporcjonalny jest do prądu).

- długości i pola przekroju poprzecznego,

- stałej czasowej – czasu potrzebnego na osiągnięcie stanu ustalonego.



Magnetorquer na a) rdzeniu ferromagnetycznym (torque rod), b) rdzeniu powietrznym

Maksimum momentu występuje wówczas, gdy wektory momentu magnetycznego i zewnętrznego pola są do siebie prostopadłe. Stąd też wywnioskować można, że do kontroli orientacji satelity wystarczające są dwa magnetorquer'y o osiach prostopadłych do linii pola (iloczyn wektorowy dwóch równoległych wektorów równy jest 0). Jednakże w konstrukcjach kosmicznych przyjęło się, że dobrą praktyką jest redundancja systemów. W większości CubeSat'ów stosuje się trzy magnetorquery w trzech ortogonalnych osiach. Stąd też na płytkach ADCS najczęściej zamontowane są dwa *torque rod'y* oraz jeden magnetorquer na rdzeniu powietrznym.

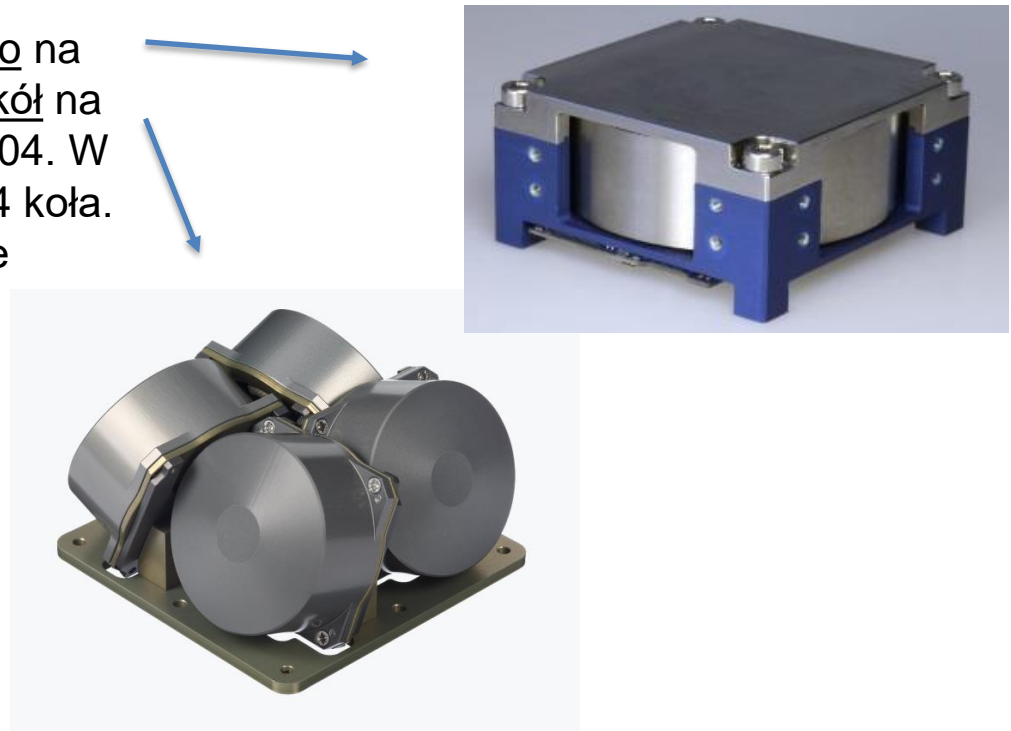
Magnetorquer'y są silnie zależne od występowania zewnętrznego pola magnetycznego, więc ich użyteczność ograniczona jest do LEO. Są one również urządzeniami o małych momentach i małej dokładności (typowo podawane wartości to $\pm 2^\circ$ dokładności orientacji).



Płytkę magnetorquer'a ADCS wykorzystującą oba rozwiązania

Koła reakcyjne są to nieduże (od 25 x 25 mm do 50 x 40 mm) akulatory, które wykorzystują moment obrotowy generowany przez obracający się szybko (nawet 12 000 obr/min) rotor. Typowe wartości momentów generowanych przez małe (jak na rysunku 1.x) koło to od 0,5 mNm do 3 mNm, w porównaniu z 0,008 mNm z magnetorquer'ów. Moce obu urządzeń są podobne i wynoszą ok. 1 W. W metalowej obudowie umieszczony jest cylindryczny rotor, zamontowany na płaskim, wysokoobrotowym silniku bezszczotkowym oraz elektronika do jegoysterowania. W przeciwieństwie do poprzedniego rozwiązania, koła reakcyjne nie są zależne od zewnętrznego pola, więc w danej chwili mogą wytwarzać moment siły w każdej z trzech osi satelity.

Można je zamontować albo pojedynczo na ścianach albo w formie zestawu kilku kół na płycie odpowiadającej formatowi PC/104. W „duchu” redundancji wykorzystuje się 4 koła. Masa pojedynczego koła to typowo nie więcej niż 200 g.



Zestaw *Attitude Determination Control System* wyposażony w cztery koła reakcyjne oraz trzy magnetorquer'y jest w zupełności wystarczający do zapewnienia CubeSat'owi na niskiej orbicie ziemskiej pełnej kontroli orientacji, we wszystkich trzech osiach, z typową dokładnością do 0,1 stopnia. Jest on odporny na awarie, które często występują w kołach reakcyjnych ze względu na problemy ze smarowaniem łożysk w warunkach mikrogravitacji. Wykorzystywane łożyska ślizgowe często się zacierają. Udowodniono, że można zachować pełną kontrolę przy pomocy trzech magnetorquer'ów i jednego koła reakcyjnego, więc nawet w przypadku kilku awarii, misja może być bezpieczna.

Rzadziej wykorzystywanym sposobem kontroli orientacji są **małe silniczki odrzutowe** (potrzeba wykorzystania paliwa i konieczność jego magazynowania). Stosowane są silniki na zimny gaz (***cold gas thruster***) oraz na *monopropellant* (paliwo jednoskładnikowe nie wymagające utleniacza do spalania). Działają one dzięki zasadzie zachowania pędu – wyrzucane z pewną prędkością z silnika cząsteczki paliwa generują ciąg pchający satelitę w przeciwną stronę. Gdy paliwem jest zimny gaz, uruchomienie polega na otwarciu zaworu na wyjściu zbiornika, w którym zmagazynowany jest on pod dużym ciśnieniem. *Monopropellant* musi zostać przepuszczony przez katalizator znajdujący się w komorze spalania. Wtryskiwany jest on ze zbiornika paliwa do komory, w której dochodzi do jego nagłego spalania i wyrzucenia przez dyszę na zewnątrz.

Znaczną przewagą silników odrzutowych nad magnetorquer'ami i kołami reakcyjnymi jest zdolność wytwarzania ciągu, co pozwala nie tylko kontrolować orientację, ale i zmieniać parametry orbity. Podczas misji MarCO na Marsa niezbędne były korekty kursu, których nie dałoby się wykonać bez silniczków odrzutowych. Do wad tego rodzaju napędów zaliczyć można:

- wymaganie do działania i prądu i paliwa,
- ze wzrastającą liczbą planowanych manewrów wzrasta objętość zajmowana przez paliwo,
- ilość paliwa na satelicie jest skończona, więc nie nadają się do ciągłych operacji kontroli orientacji.

Z wymienionych względów ich użyteczność jest ograniczona. Na CubeSat'ach zostały one wykorzystane tylko kilka razy.



Silnik odrzutowy do CubeSat'a

ALTAIR to prawdziwie pionierskie przedsięwzięcie – to pierwszy projekt na skalę europejską, zajmujący się systemem wynoszenia małych satelitów na orbitę z powietrza, a także pierwszy projekt, w ramach którego w Gujańskim Centrum Kosmicznym został bezpiecznie przetestowany zautomatyzowany system wielokrotnego użytku”, dodaje Bérend. „Osiągnięte przez nasz projekt rezultaty uitorowały drogę do kolejnego przełomu na skalę europejską – niezawodnego i taniego systemu wnoszenia satelitów na orbitę, dostosowanego do potrzeb sektora małych satelitów



Dziękuję za uwagę