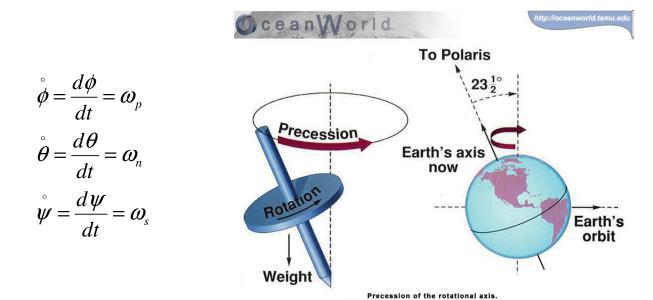
Precesja i nutacja

Precesja jest to zjawisko zmiany kierunku osi obrotu obracającego się ciała. Oś obrotu sama obraca się wówczas wokół pewnego kierunku w przestrzeni zakreślając powierzchnię stożkową.

Precesja wymuszona występuje wówczas, gdy na ciało sztywne obracające się dookoła osi działa moment zewnętrzny działający prostopadle do momentu pędu. Powoduje to zmianę kierunku działania momentu pędu ale nie zmienia jego wartości



$$\omega_{x} = \omega_{p} \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi + \omega_{n} \cdot \cos \psi$$

$$\omega_{y} = \omega_{p} \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi - \omega_{n} \cdot \sin \psi$$

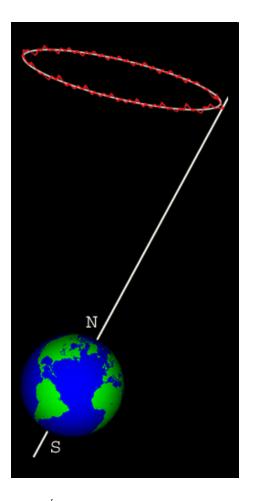
$$\omega_{z} = \omega_{s} + \omega_{p} \cdot \cos \theta$$

$$\omega_{p} = \frac{1}{\sin \theta} \cdot (\omega_{x} \cdot \sin \psi + \omega_{y} \cdot \cos \psi)$$

$$\omega_{n} = \omega_{x} \cdot \cos \psi - \omega_{y} \cdot \sin \psi$$

$$\omega_{s} = \frac{1}{\tan \theta} \cdot (\omega_{x} \cdot \sin \psi + \omega_{y} \cdot \cos \psi) + \omega_{z}$$

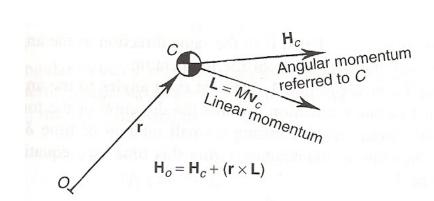
(©1997 Wadsworth Publishing Company/ITP)



Źródło: http://www.nutation.org/

Moment pędu ciała sztywnego w ujęciu Eulera

Ruch ciała sztywnego (satelity) rozpatruje się jako złożenie ruchu środka masy \mathbf{C} i ruchu względem tego środka. Moment pędu względem pewnego punktu O (np. środka Ziemi) można rozłożyć na moment pędu środka masy \mathbf{C} ciała i moment pędu ciała względem środka ciężkości $\mathbf{H}_{\mathbf{c}}$.



Moment pędu ciała sztywnego

$$\vec{H}_c = [I_c] \cdot \vec{\omega}$$

Moment bezwładności ciała sztywnego gdy osie są osiami głównymi

$$H_c = \begin{bmatrix} I_{xx} \cdot \boldsymbol{\omega}_x \\ I_{yy} \cdot \boldsymbol{\omega}_y \\ I_{zz} \cdot \boldsymbol{\omega}_z \end{bmatrix}$$

$$\vec{H}_o = \vec{H}_c + \left(\vec{r} \otimes M \cdot \vec{r}\right)$$

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{T}$$

$$\mathbf{H} - \text{moment pędu;}$$

$$\mathbf{T} - \text{zewnętrzny moment}$$

Moment bezwładności ciała sztywnego

$$\begin{bmatrix} I_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{zx} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}$$

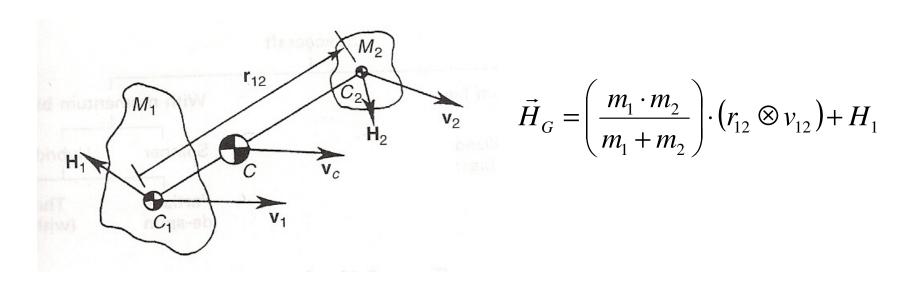
 ω – prędkość obrotowa w odniesieniu do lokalnego, nieruchomego układu współrzędnych

Zmiana moment pędu w układzie nieinercjalnym

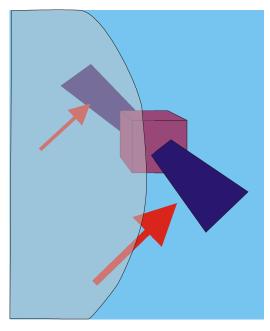
Jeżeli za układ odniesienia przyjmujemy układ obracający się z prędkością Ω (np. związany z Ziemią) to należy uwzględnić jego ruch.

$$\frac{d(\vec{H}_c)}{dt} = \frac{d}{dt_{element}} (\vec{H}_c) + (\vec{\Omega} \otimes \vec{H}_c) = \frac{d(I_x \cdot \omega_x)}{dt} \cdot \vec{i} + \frac{d(I_y \cdot \omega_y)}{dt} \cdot \vec{j} + \frac{d(I_z \cdot \omega_z)}{dt} \cdot \vec{k} + \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \Omega_x & \Omega_y & \Omega_y \\ I_x \cdot \omega_x & I_y \cdot \omega_y & I_z \cdot \omega_z \end{vmatrix}$$

Moment pędu układu wielu ciał sztywnych



Zewnętrzny moment obrotowy

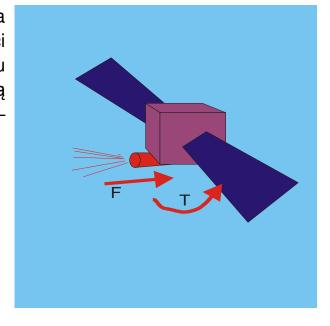


Zmiana momentu pędu **dH** występuje gdy na satelitę działają zewnętrzne momenty siły **T**. Są one związane najczęściej oddziaływaniem środowiska np. poprzez pola magnetyczne, opór aerodynamiczny, ciśnienie promieniowania słonecznego, gradient pola grawitacyjnego.

$$\frac{dH}{dt} = T$$

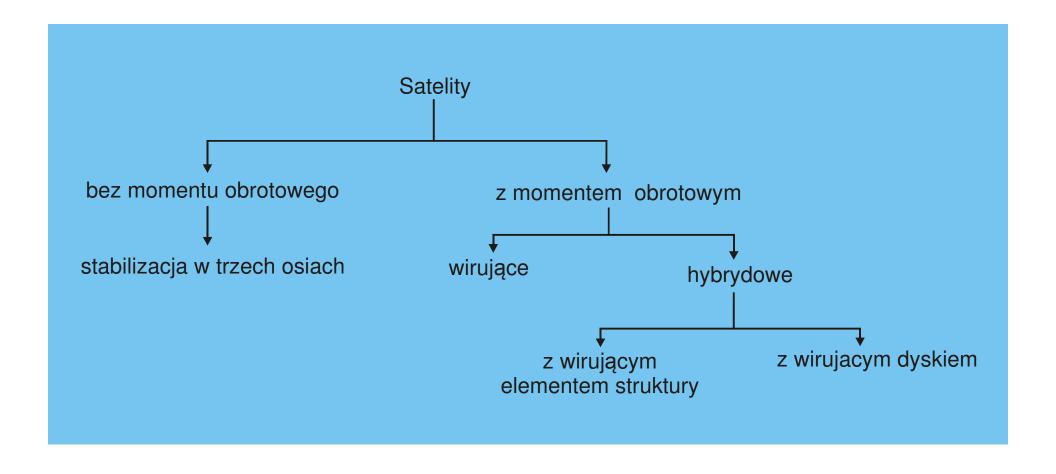
Zmiana momentu pędu występuje także w wyniku wyrzucenia poza satelitę masy z określoną prędkością, przy czym kierunek tej prędkości nie przechodzi przez środek masy. Ma to miejsce w przypadku rakietowych silników sterujących. Ponieważ wyrzucone gazy mają pewien moment pędu a sumaryczny moment pędu układu satelita – gazy nie zmienia się więc musi także ulec zmianie moment pędu satelity

$$\frac{dH_{satelita}}{dt} + \frac{dH_{gaz}}{dt} = 0$$



Rodzaje satelitów

(podział ze względu na rodzaj stabilizacji pozycji)



Sterowanie położeniem satelity

Wprowadzenie

Źródła momentów działających na satelitę

Zewnętrzne:

- Opory aerodynamiczne (do 500km)
- Gradient pola grawitacyjnego (500÷35000km);
- Ciśnienie promieniowania słonecznego;
- Magnetyczne (500÷35000km);
- Ciało perturbujące

Wewnętrzne:

- Przemieszczanie się paliwa
- Przemieszczanie się mas;
- Momenty silników rakietowych;

Źródła dostępnego momentu sterującego:

- silniczki rakietowe
- "magazyny" momentu
- magnetyczne
- ruch mas w satelicie
- grawitacyjne
- aerodynamiczne
- ciśnienie światła

Projektowanie systemu ACS

Cykl projektowania systemu położenia satelity - Attitude Control System

Zakłócenia wewnętrzne (źródła): Zakłócenia zewnętrzne (źródła): Wymagania misji: • Przemieszczanie się mat. pędnego; · Gradient pola grawitacyjnego; Manewry; • Ruch elementów satelity; · Ciśnienie promieniowania słonecznego; Dokładność; Magnetyczne; • Ramy czasowe. Opór aerodynamiczny. Analiza systemu: Wielkość systemu Konfiguracja • Zachowanie systemu: - wyznaczanie; - kontrola: Własności satelity: Czujniki: Wymagania napędowe; Masa; Pozycji; Stabilność Wymiary; · Przyśpieszenia; Symetria; Kata Położenie SC Urządzenia wykonawcze: Sterowanie: Magazyny momentu; Proporcjonalne; Pozycia + Zmiana; Magnetyczne; Silniki rakietowe. • Typu "Bang-Bang" • Typu "Phase Plane". NIE **TAK OCENA** Projekt wstępny