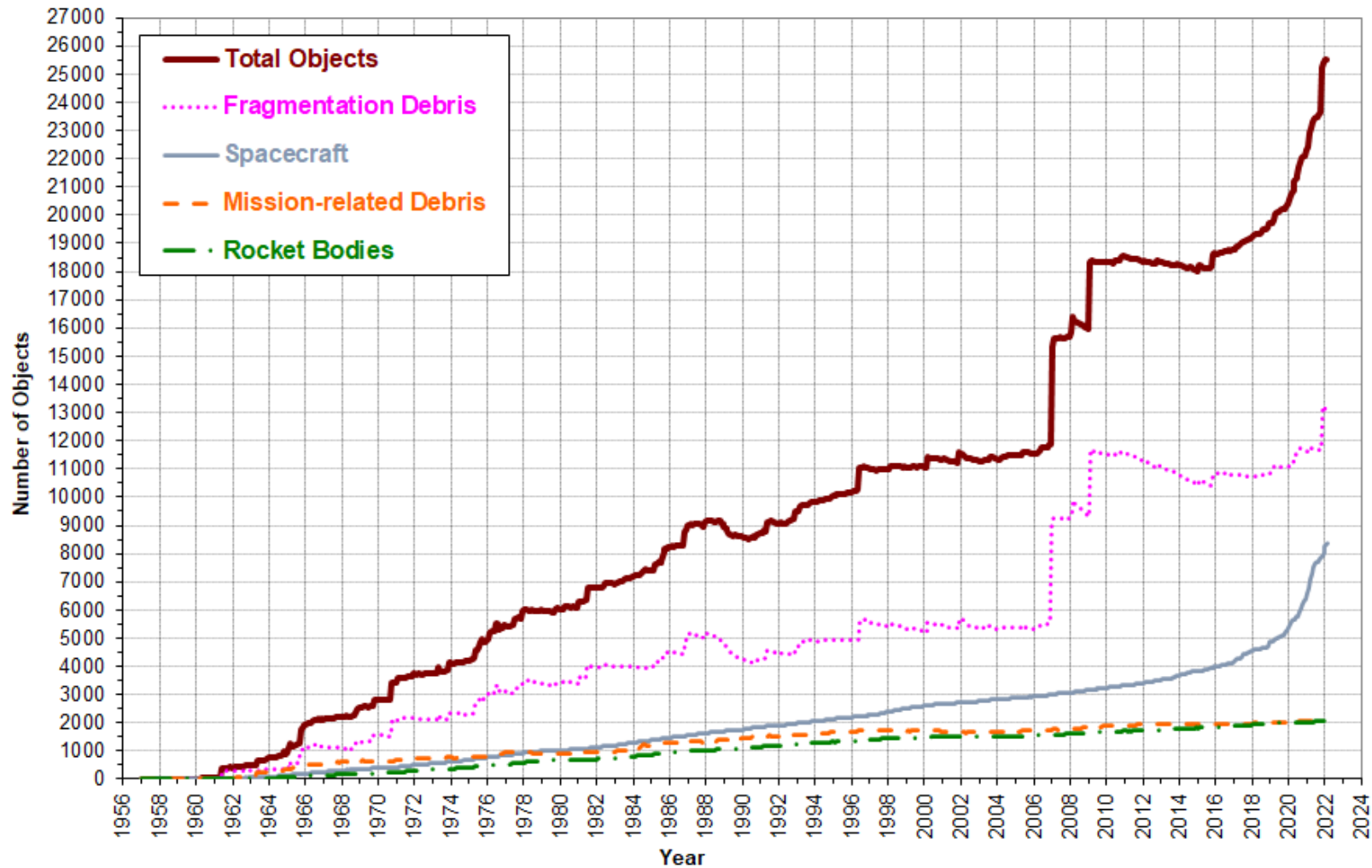




Robotyka Orbitalna

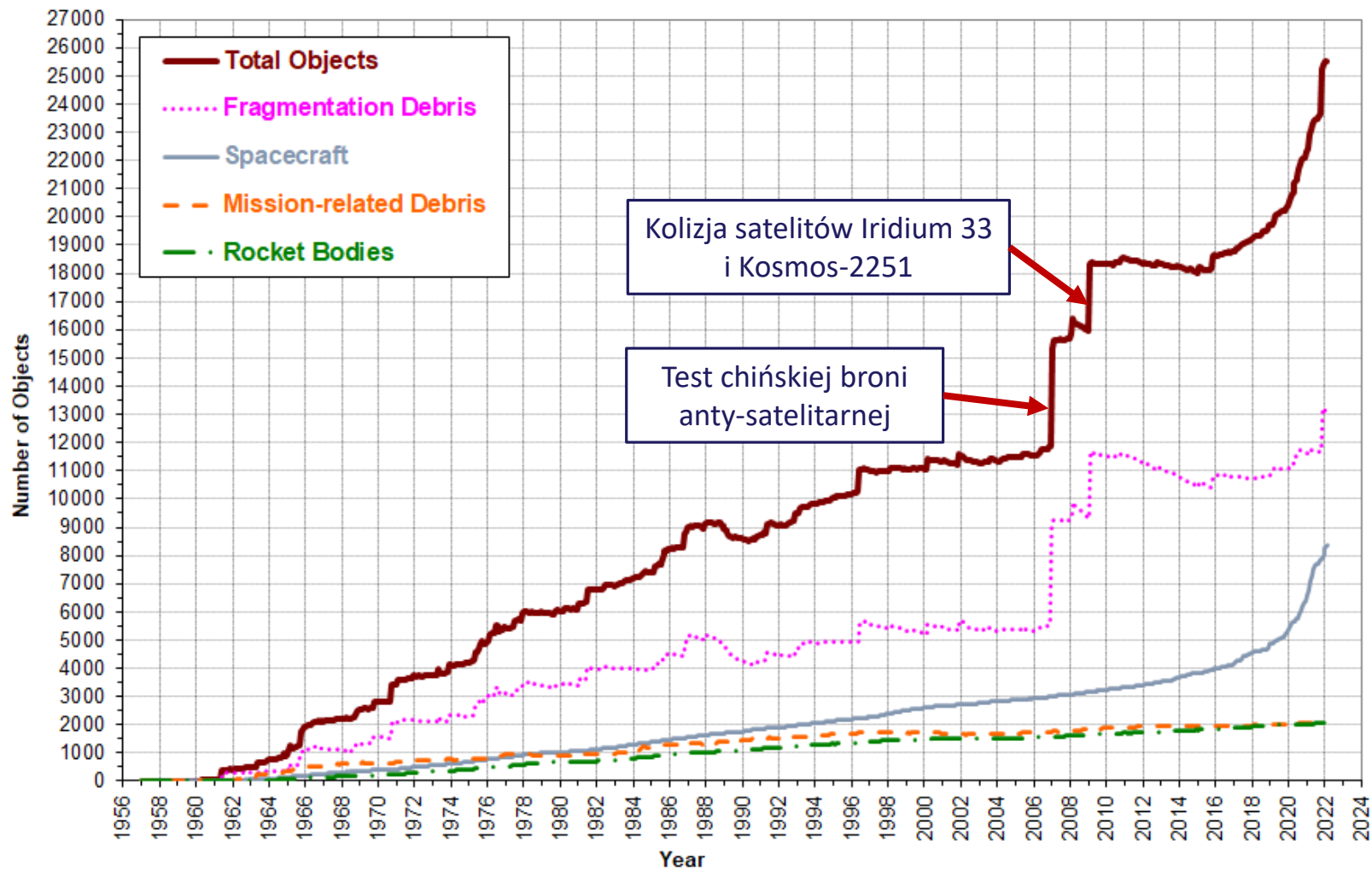
Fatina Liliana Basmadji
Centrum Badań Kosmicznych PAN

Seminarium
Nowoczesne zastosowania metod teorii sterowania
17.11.2023, Zielona Góra



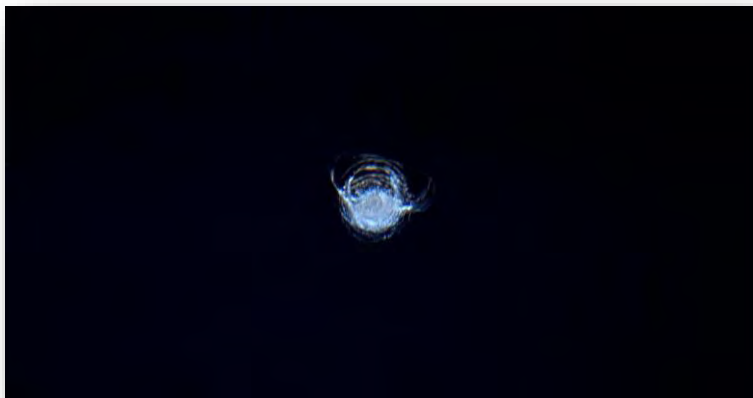
Liczba obiektów > 10 cm znajdujących się na orbicie LEO.

Źródło: orbitaldebris.jsc.nasa.gov



Liczba obiektów > 10 cm znajdujących się na orbicie LEO.

Źródło: orbitaldebris.jsc.nasa.gov



Szyba w module cupola na Międzynarodowej Stacji Kosmiczej, 2016 r. Źródło: ESA.

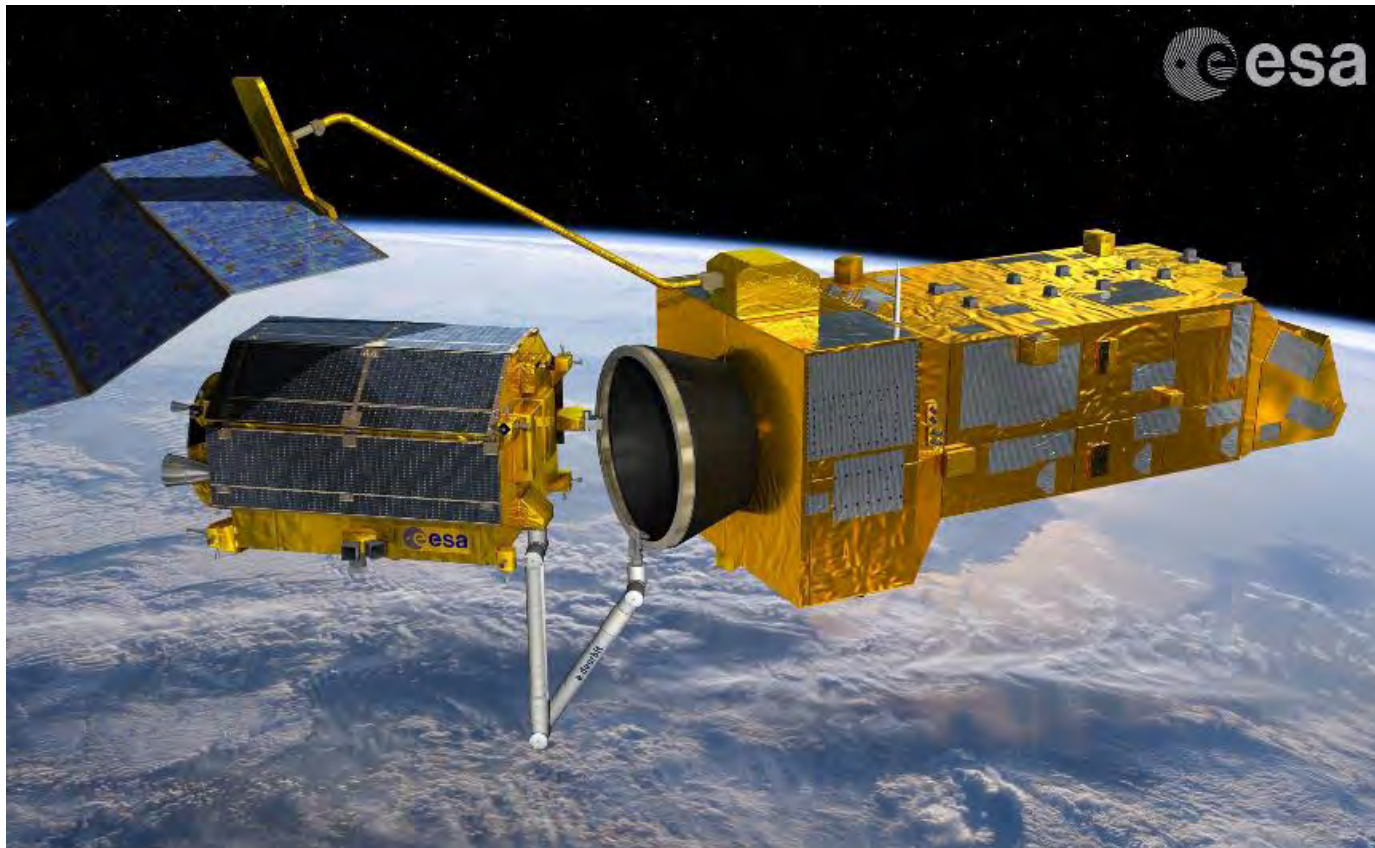


Radiator promu kosmicznego Endeavour po misji STS-118, 2007 r. Źródło: NASA.



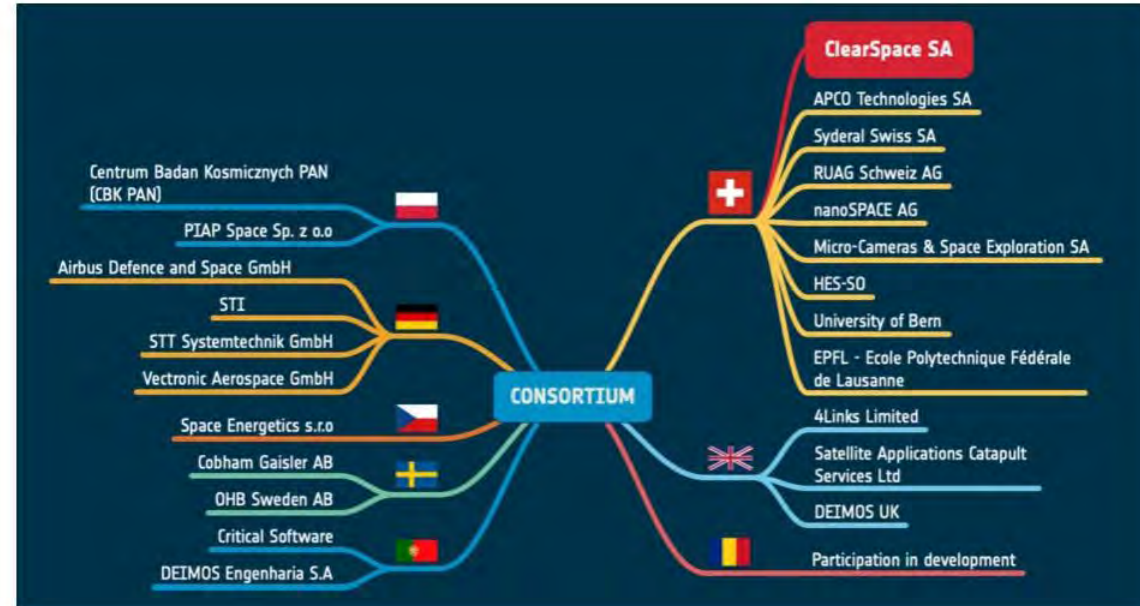
Skrzydło promu kosmicznego Discovery podczas misji STS-114, 2005 r. Źródło: NASA.

Aktywne usuwanie śmieci kosmicznych (ADR – Active Debris Removal)



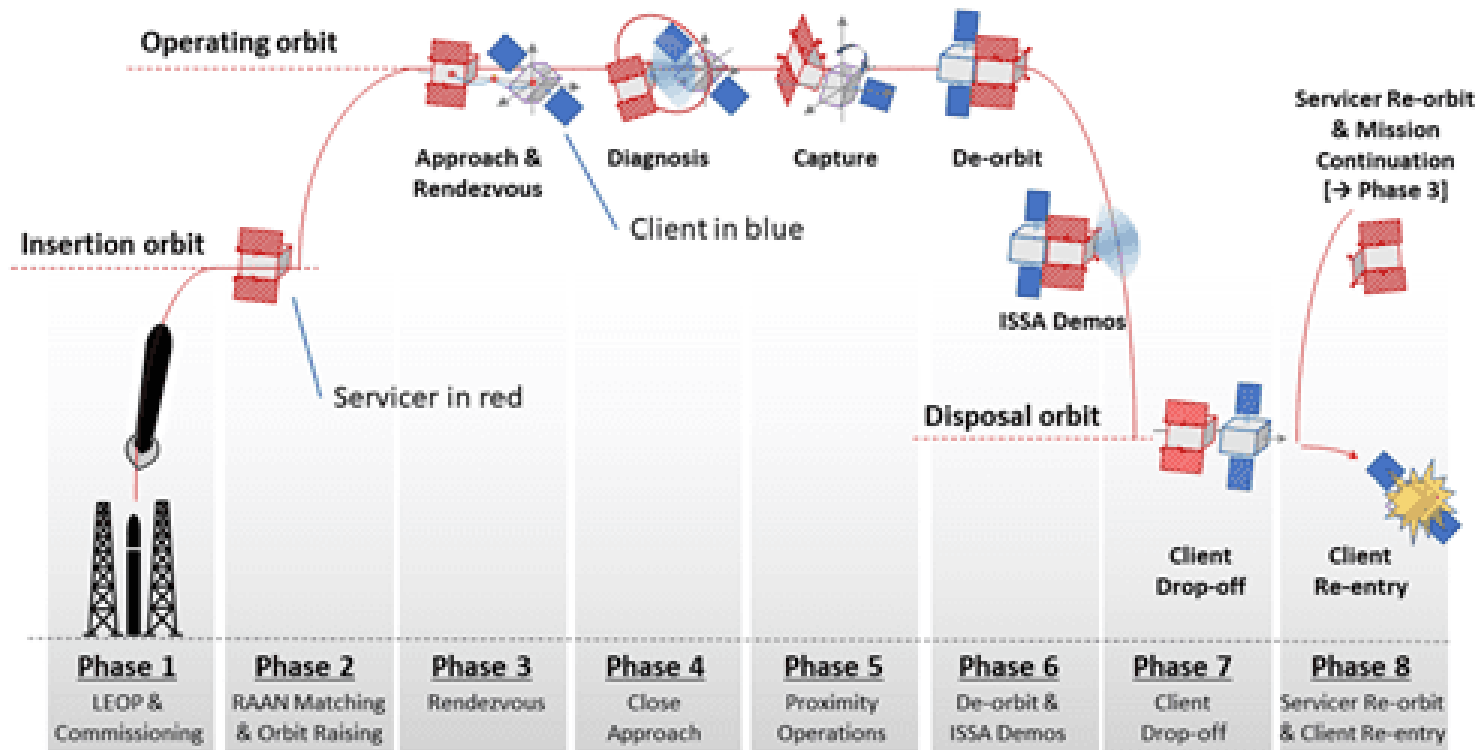
e.Deorbit
Źródło: ESA

Aktywne usuwanie śmieci kosmicznych (ADR – Active Debris Removal)



Źródło zdjęć: Robin Biesbroek, Sarmad Aziz, Andrew Wolahan, Stefano Cipolla, Muriel Richard-noca, Luc Piguet: The ClearSpace-1 mission: ESA and ClearSpace team up to remove debris. In: 8th European Conference on Space Debris, 20 April 2021 - 23 April 2021, Darmstadt, Germany, published by ESA Space Debris Office.

Astroscale COSMIC UK ADR Mission Concept of Operations



Serwisowanie satelitów na orbicie (OOS – On-orbit servicing)



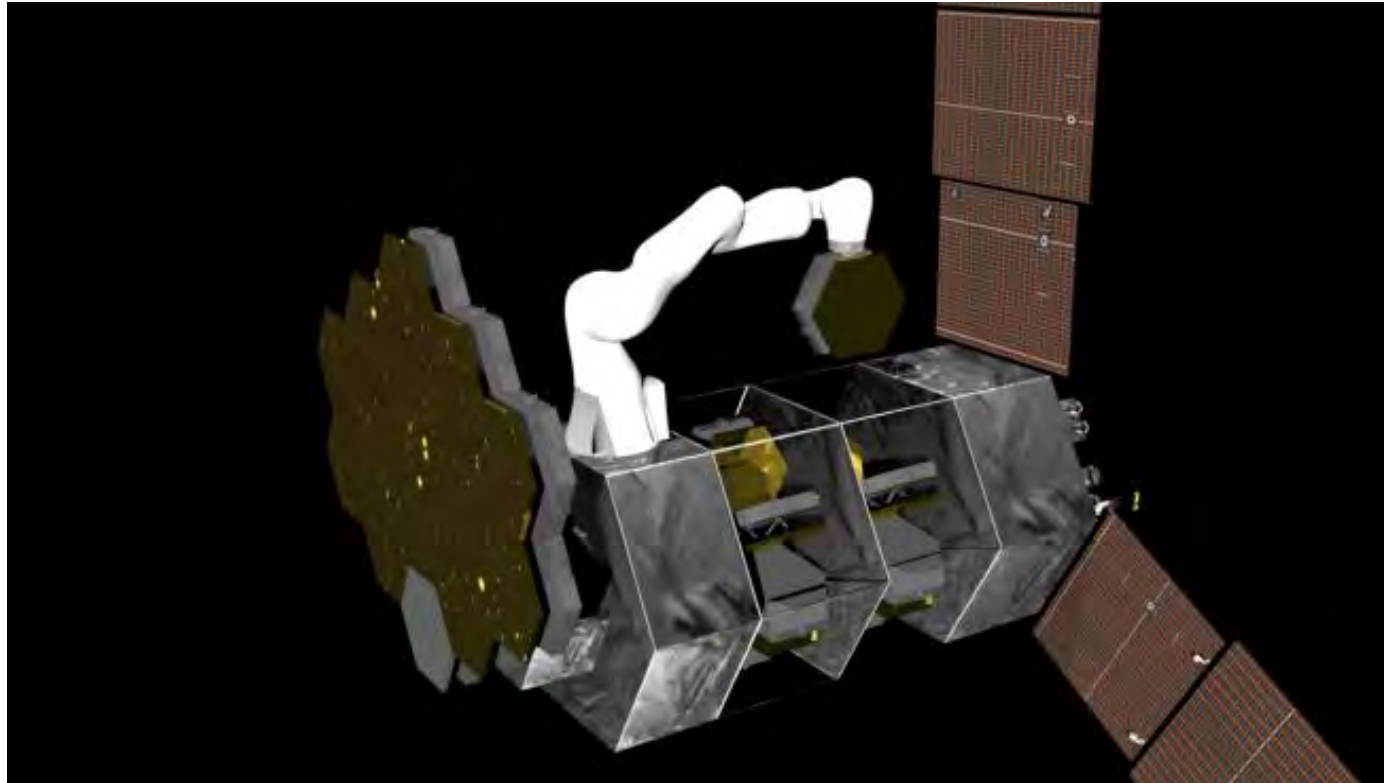
Projekt TITAN
Źródło: PIAP Space

Serwisowanie satelitów na orbicie (OOS – On-orbit servicing)

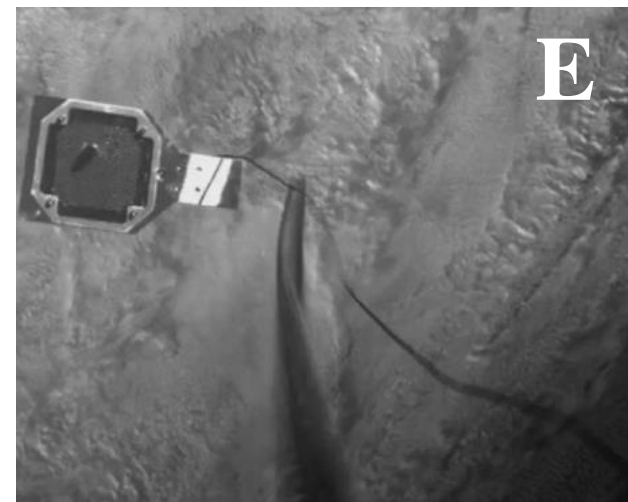
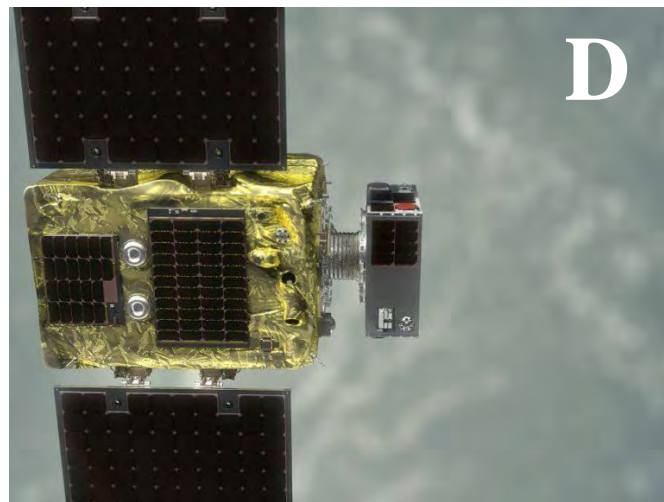
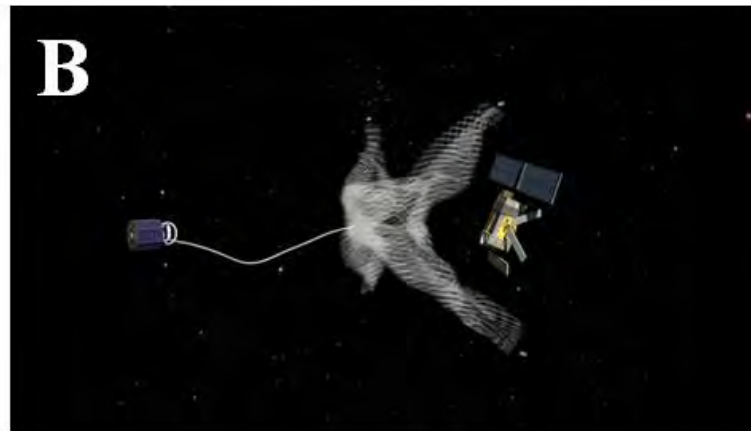


Projekt EROSS IOD (European Robotic Orbital Support Services In Orbit Demonstrator)

Źródło: Thales



Źródło: M.A. Roa, et al.: PULSAR: Testing the technologies for on-orbit assembly of a large telescope. In 16th ESA Workshop on Advanced Space Technologies for Robotics and Automation, ASTRA, Noordwijk, 2022.

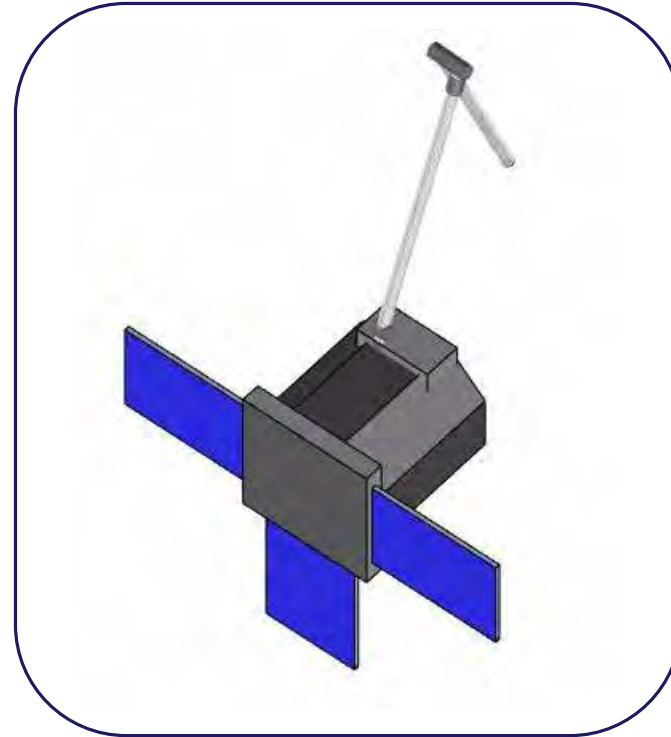


Manipulator (A), Sieci (B), Mechanizm zaciskowy (C), Przechwycenie magnetyczne (D), Harpun (E).
Źródło (A,B,C): ESA, Źródło (D) Astroscale, Źródło (E) University of Surrey

Różnice pomiędzy manipulatorem „ziemskim” a „satelitarnym”



Manipulator w warunkach ziemskich

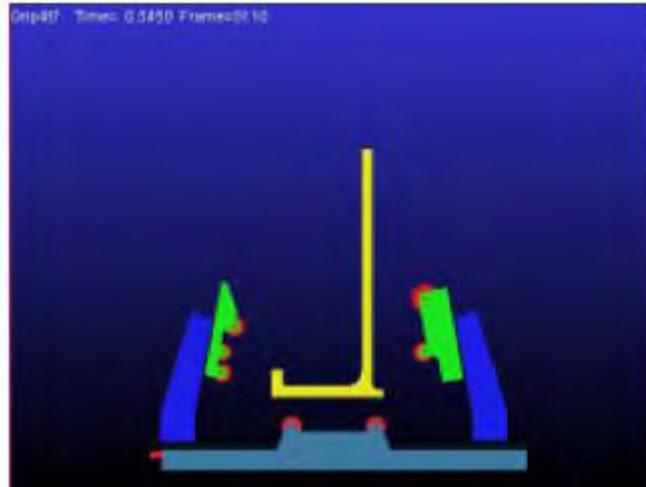


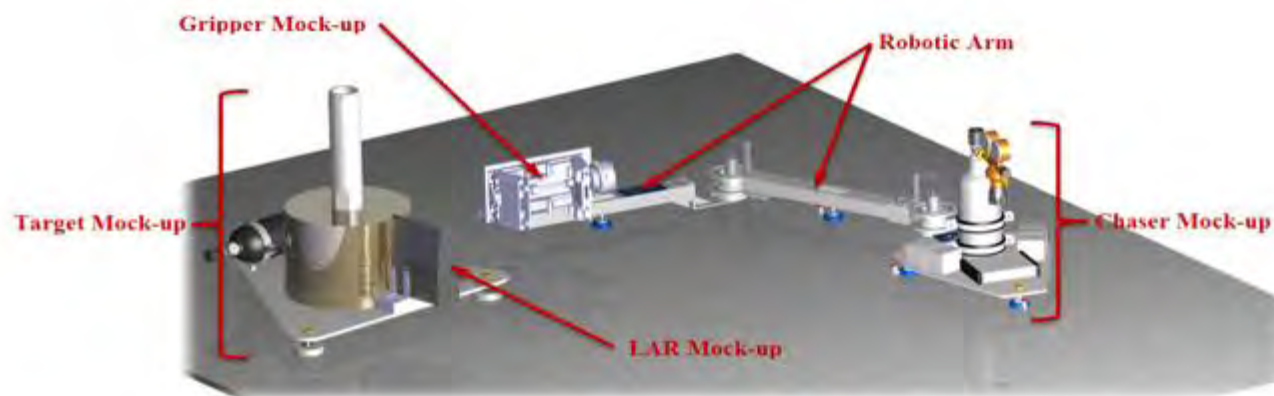
Manipulator w warunkach orbitalnych



Przykładowe misje

- Misja ESA do zademonstrowania technologii ADR.
- Konsorcjum kierowane przez OHB. Aktywności w CBK PAN:
 1. prace koncepcyjne nad alternatywnymi rozwiązaniami dotyczącymi chwytaków oraz mechanizmów zaciskowych,
 2. symulacje numeryczne kontaktu podczas chwytania,
 3. eksperymenty chwytania przeprowadzone na stanowisku testowym.





Misja e.Deorbit Consolidation Phase (2018)

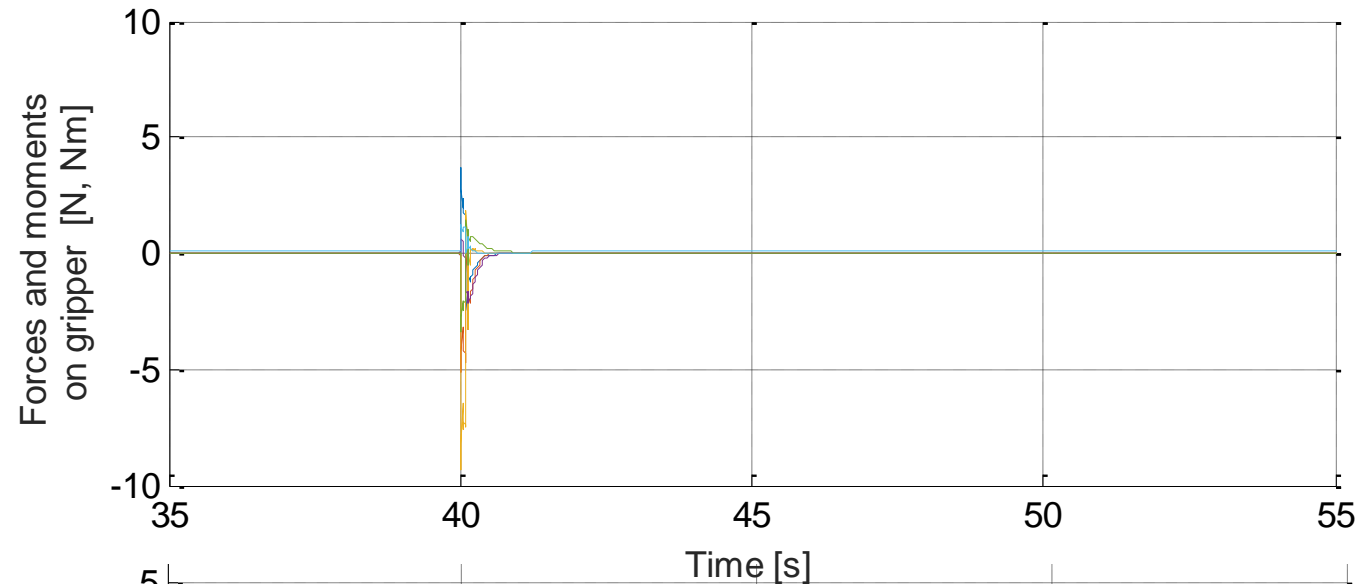


- Konsorcjum kierowane przez Airbus Defence & Space.
- Zadania CBK PAN:
 1. opracowanie układu sterowania siłowego 6 DoF dla manipulatora,
 2. weryfikacja opracowanego układu sterowania siłowego w oparciu o symulacje numeryczne.

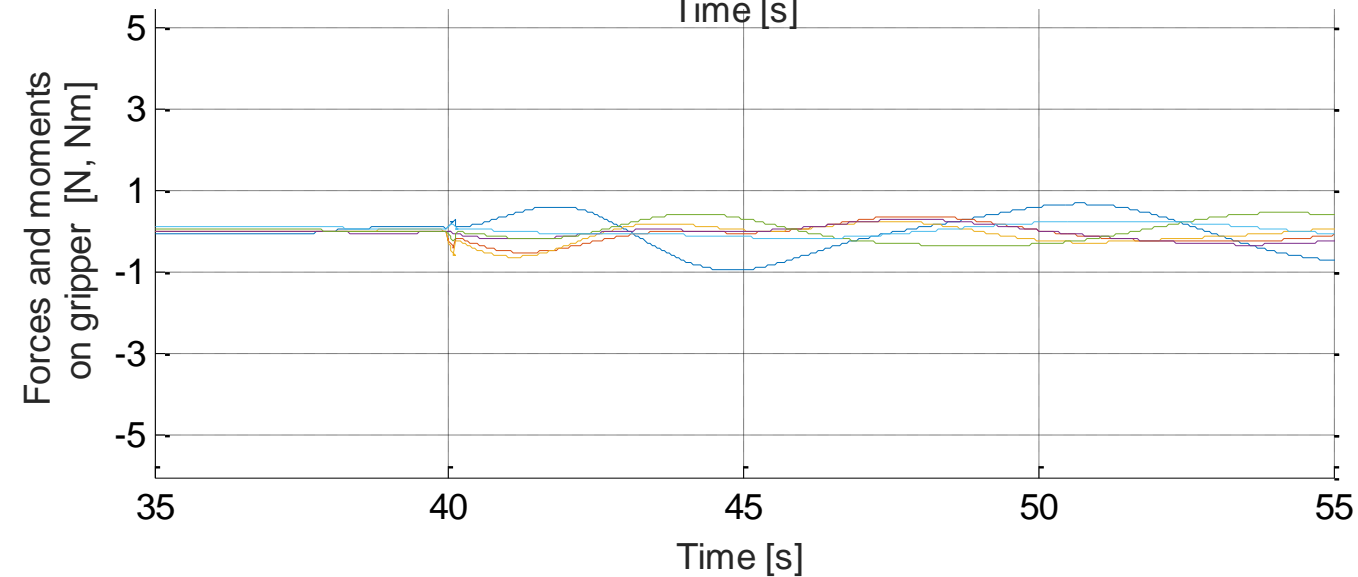


e.Deorbit
Źródło: ESA

Misja e.Deorbit Consolidation Phase (2018)

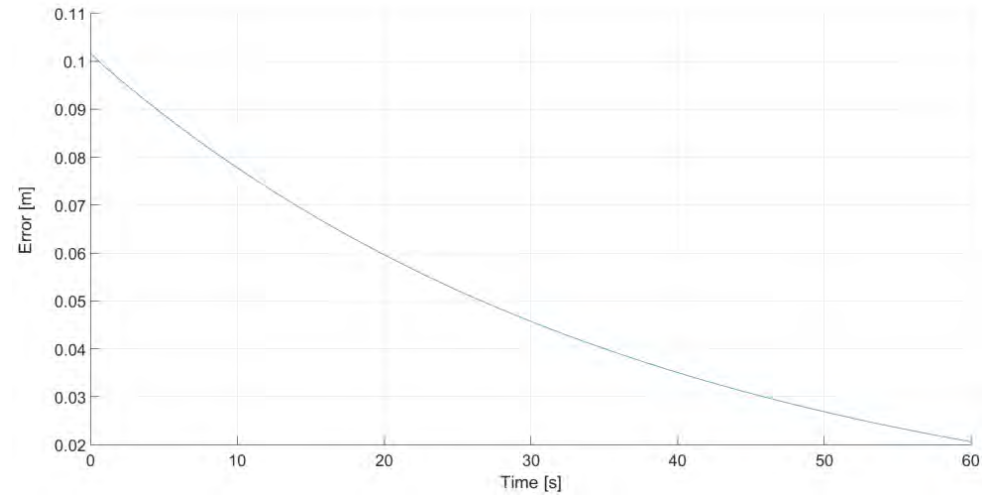


Sterowanie
pozycyjne

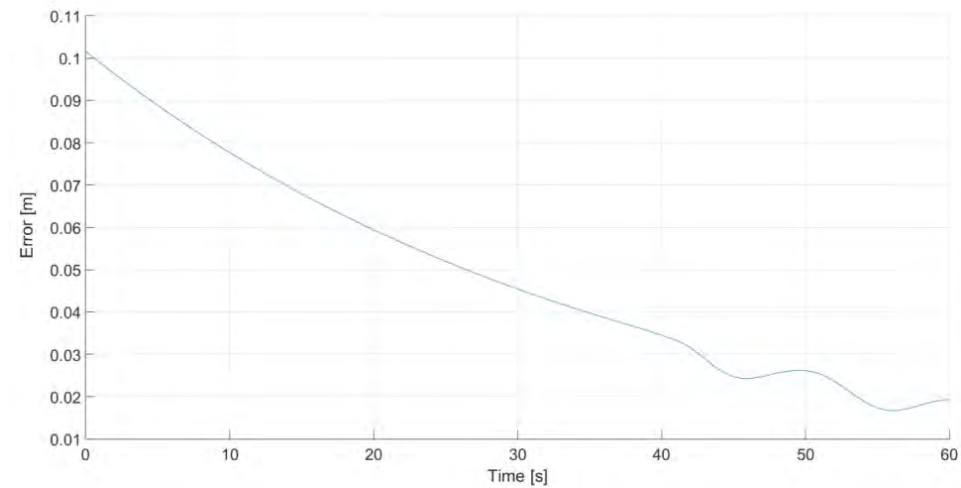


Sterowanie
impedancyjne

Odległość między mechanizmem zaciskowym a pierścieniem LAR:
sterowanie pozycyjne.



Odległość między mechanizmem zaciskowym a pierścieniem LAR:
sterowanie impedancyjne.



Misja ClearSpace-1



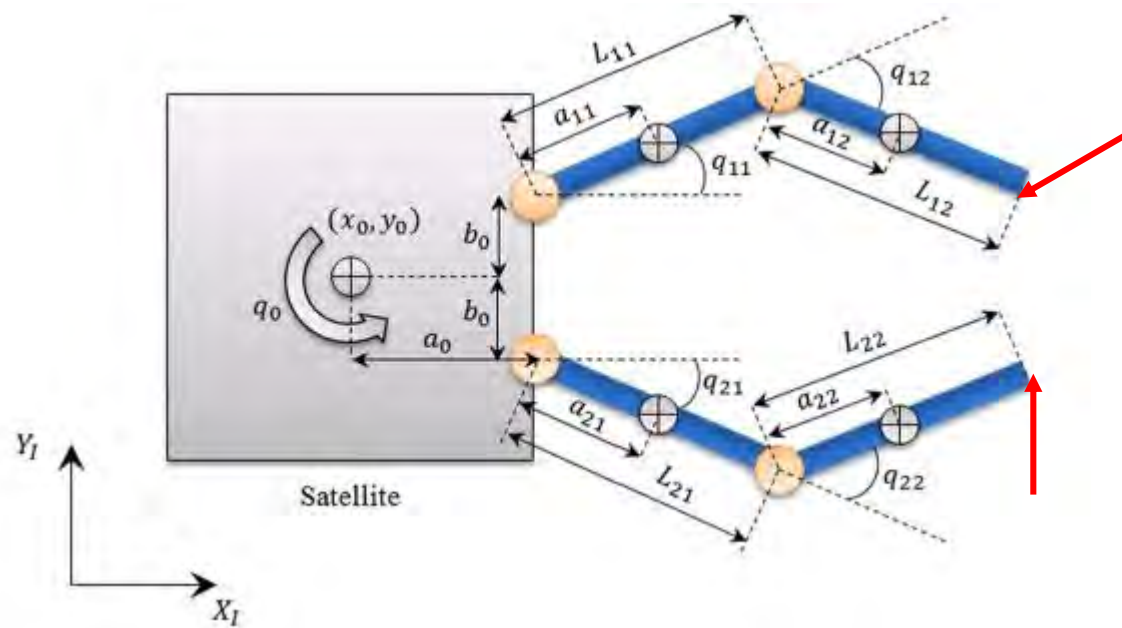
W lipcu 2020 roku, CBK PAN rozpoczęło swój udział w misji ClearSpace-1. W CBK PAN zostały przeprowadzone eksperymenty, w których manewr przechwycenia obiektu na orbicie przeprowadzany jest za pomocą robotycznej makiety satelity wyposażonej w system chwytający. Chwytany cel również symulowany jest za pomocą makiety, obydwa obiekty poruszają się na specjalnych platformach poruszających się na łożyskach powietrznych. Umożliwia to przeprowadzanie testów w warunkach symulowanej mikrogravitacji w ruchu płaskim. CBK odpowiadało za projekt, wykonanie i testy przeskalowanego systemu do testów. Analiza zebranych podczas eksperymentów danych stanowiła wsparcie dla inżynierów z Clear Space podczas projektowania docelowego systemu.



Źródło zdjęcia: Robin Biesbroek, Sarmad Aziz, Andrew Wolahan, Stefano Cipolla, Muriel Richard-noca, Luc Piguet: The ClearSpace-1 mission: ESA and ClearSpace team up to remove debris. In: 8th European Conference on Space Debris, 20 April 2021 - 23 April 2021, Darmstadt, Germany, published by ESA Space Debris Office.



Przykładowe prace





Pozycja członu roboczego pierwszego manipulatora w układzie inercyjnym:

$$\mathbf{r}_{ee1} = \mathbf{r}_s + \mathbf{r}_{q1} + \sum_{i=1}^{n_1} \mathbf{l}_i$$

Prędkość kątowna i liniowa końcówki roboczej pierwszego manipulatora:

$$\boldsymbol{\omega}_{ee1} = \boldsymbol{\omega}_s + \sum_{i=1}^{n_1} \mathbf{k}_{1i} \dot{\theta}_{1i}$$

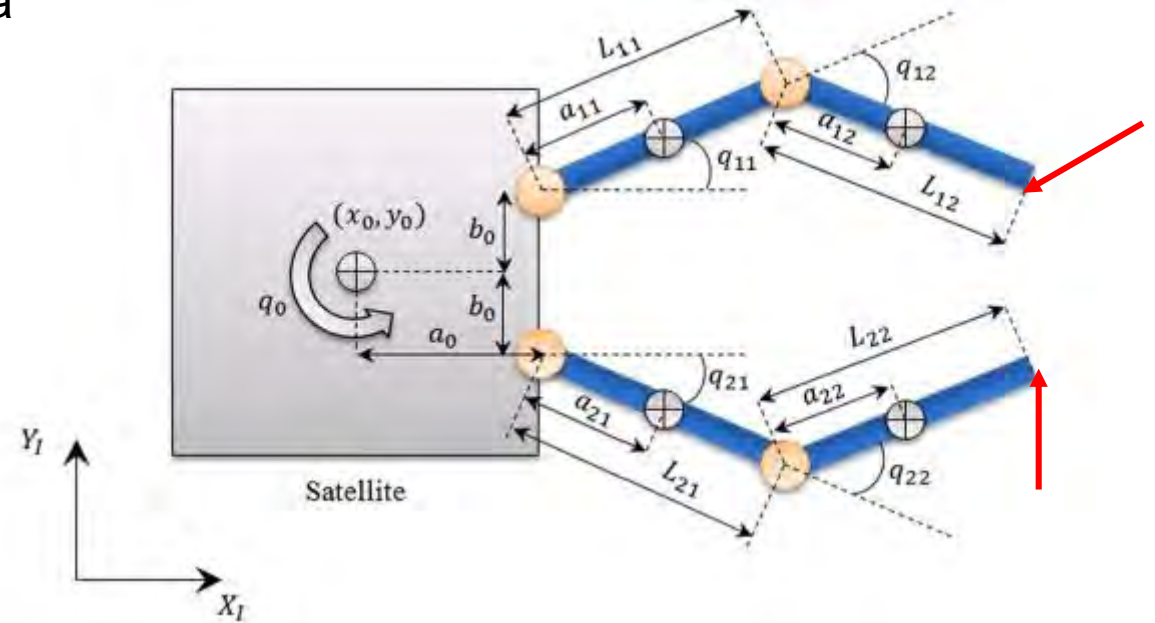
$$\mathbf{v}_{ee1} = \mathbf{v}_s + \boldsymbol{\omega}_s \times (\mathbf{r}_{ee1} - \mathbf{r}_s) + \sum_{i=1}^{n_1} [\mathbf{k}_{1i} \times (\mathbf{r}_{ee1} - \mathbf{r}_{1i})] \dot{\theta}_{1i}$$

Prędkość końcówki roboczej pierwszego manipulatora w układzie inercyjnym:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{v}_{ee1} \\ \boldsymbol{\omega}_{ee1} \end{bmatrix} = \mathbf{J}_{s1} \begin{bmatrix} \mathbf{v}_s \\ \boldsymbol{\omega}_s \end{bmatrix} + \mathbf{J}_{M1} \dot{\boldsymbol{\theta}}_1 \quad \text{gdzie:} \quad \mathbf{J}_{s1} = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & \tilde{\mathbf{r}}_{ee1-s}^T \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} \quad \mathbf{J}_{M1} = \begin{bmatrix} \mathbf{k}_{11} \times (\mathbf{r}_{ee1} - \mathbf{r}_{11}) & \cdots & \mathbf{k}_{1n_1} \times (\mathbf{r}_{ee1} - \mathbf{r}_{1n_1}) \\ & \cdots & \\ & & \mathbf{k}_{1n_1} \end{bmatrix}$$

Zgodnie z zasadą pracy wirtualnej, związek pomiędzy momentami sterującymi na przegubach manipulatora a siłami i momentami zewnętrznymi działającymi na końcówki robocze można zapisać następująco:

$$\mathbf{w}_x = \mathbf{J}_{M_x}^T \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{e_x} \\ \mathbf{H}_{e_x} \end{bmatrix}$$





Pęd i moment pędu układu satelity z dwoma manipulatorami na którego działają siły i momenty zewnętrzne można zapisać następująco:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{P} \\ \mathbf{L} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_2 \begin{bmatrix} \mathbf{v}_s \\ \boldsymbol{\omega}_s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{31} & \mathbf{H}_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_m \\ \mathbf{f}_{am} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{P}_0 \\ \mathbf{L}_0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{f}_m = \int_{t_0}^{t_f} (\mathbf{F}_s + \mathbf{J}_{s1}^T \mathbf{F}_{e1} + \mathbf{J}_{s2}^T \mathbf{F}_{e2}) dt,$$

$$\mathbf{f}_{am} = \int_{t_0}^{t_f} (\mathbf{H}_s + \mathbf{J}_{s1}^T \mathbf{H}_{e1} + \mathbf{J}_{s2}^T \mathbf{H}_{e2} + \tilde{\mathbf{r}}_{s-g} (\mathbf{F}_s + \mathbf{J}_{s1}^T \mathbf{F}_{e1} + \mathbf{J}_{s2}^T \mathbf{F}_{e2})) dt$$

F Zewnętrzne siły działające na satelitę, końcówkę roboczą pierwszego i drugiego manipulatora.

H Zewnętrzne momenty działające na satelitę, końcówkę roboczą pierwszego i drugiego manipulatora.

$$\mathbf{r}_{s-g} = \mathbf{r}_g - \mathbf{r}_s$$

\mathbf{r}_g Środek masy całego układu.

\mathbf{r}_s Środek masy satelity.

Pęd i moment pędu układu satelity z dwoma manipulatorami na którego działają siły i momenty zewnętrzne można zapisać następująco:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{P} \\ \mathbf{L} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_2 \begin{bmatrix} \mathbf{v}_s \\ \boldsymbol{\omega}_s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{31} & \mathbf{H}_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_m \\ \mathbf{f}_{am} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{P}_0 \\ \mathbf{L}_0 \end{bmatrix}$$

Zakładają zerowy początkowy pęd i moment pędu, prędkość kątowna i liniowa satelity przyjmą postać:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{v}_s \\ \boldsymbol{\omega}_s \end{bmatrix} = \mathbf{H}_2^{-1} \left(\begin{bmatrix} \mathbf{f}_m \\ \mathbf{f}_{am} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{31} & \mathbf{H}_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \end{bmatrix} \right)$$

Prędkość końcówki roboczej pierwszego i drugiego manipulatora w układzie inercyjnym przyjmą postać:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{v}_{ee1} \\ \boldsymbol{\omega}_{ee1} \end{bmatrix} = \mathbf{J}_{s1} \mathbf{H}_2^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{f}_m \\ \mathbf{f}_{am} \end{bmatrix} + (\mathbf{J}_{M1} - \mathbf{J}_{s1} \mathbf{H}_2^{-1} \mathbf{H}_{31}) \dot{\theta}_1 - \mathbf{J}_{s1} \mathbf{H}_2^{-1} \mathbf{H}_{32} \dot{\theta}_2$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{v}_{ee2} \\ \boldsymbol{\omega}_{ee2} \end{bmatrix} = \mathbf{J}_{s2} \mathbf{H}_2^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{f}_m \\ \mathbf{f}_{am} \end{bmatrix} - \mathbf{J}_{s2} \mathbf{H}_2^{-1} \mathbf{H}_{31} \dot{\theta}_1 + (\mathbf{J}_{M2} - \mathbf{J}_{s2} \mathbf{H}_2^{-1} \mathbf{H}_{32}) \dot{\theta}_2$$



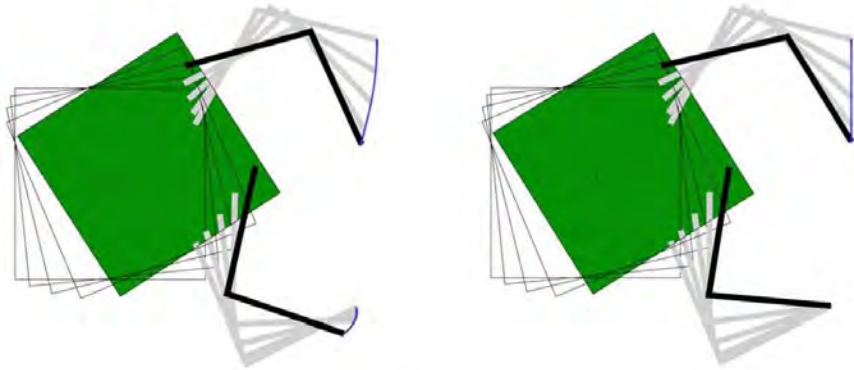
Równanie dynamiki systemu robota kosmicznego w obecności zewnętrznych sił i momentów:

$$\mathbf{M}(\mathbf{q}_p) \dot{\mathbf{q}}_v + \mathbf{C}(\mathbf{q}_v, \mathbf{q}_p) = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{sc} \\ \mathbf{H}_{sc} \\ \mathbf{u}_1 \\ \mathbf{u}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{F}_s \\ \mathbf{H}_s \\ \mathbf{0}_{n_1 \times 1} \\ \mathbf{0}_{n_2 \times 1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{J}_{M1}^T \\ \mathbf{0}_{n_2 \times 6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{e1} \\ \mathbf{H}_{e1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{0}_{n_1 \times 6} \\ \mathbf{J}_{M2}^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{e2} \\ \mathbf{H}_{e2} \end{bmatrix}$$

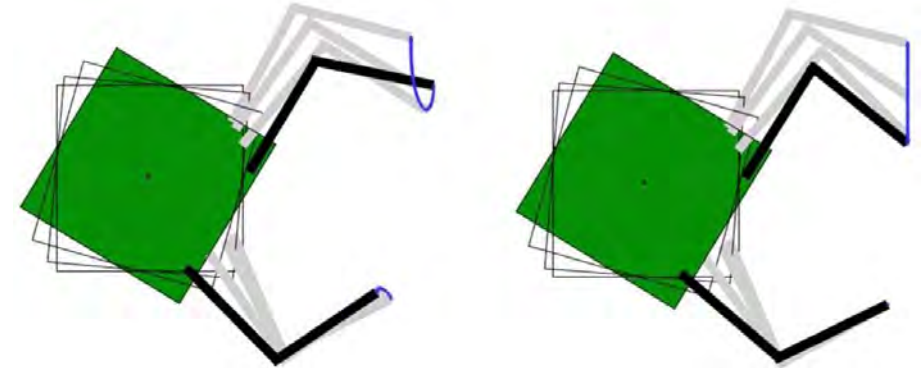
gdzie: $\mathbf{q}_p = [\mathbf{r}_s \quad \boldsymbol{\Theta}_s \quad \theta_1 \quad \theta_2]^T$

$$\mathbf{q}_v = [\mathbf{v}_s \quad \boldsymbol{\omega}_s \quad \dot{\theta}_1 \quad \dot{\theta}_2]^T$$

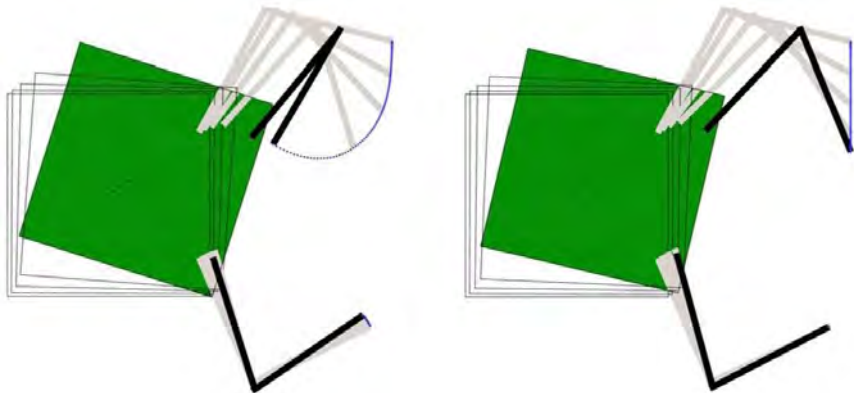
Zewnętrzne siły i momenty działają na EE.



Zewnętrzne siły i momenty działają na satelitę.

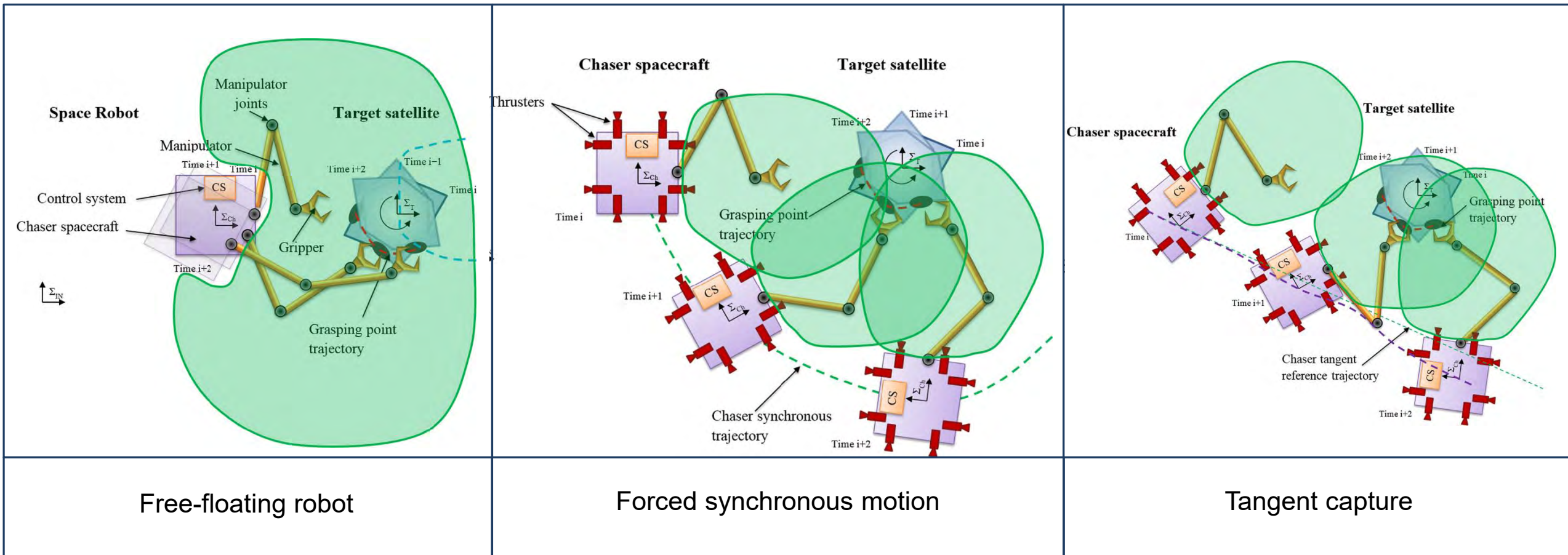


Zewnętrzne siły i momenty działają na EE oraz na satelitę.



F. L. Basmadji, K. Seweryn, J.Z. Sasiadek: „Space robot motion planning in the presence of nonconserved linear and angular momenta”. *Multibody Syst Dyn* 50, 71–96 (2020).

Styczne przechwytywanie niekontrolowanego satelity celu



K. Seweryn, F. L. Basmadji, T. Rybus: „Space Robot Performance During Tangent Capture of an Uncontrolled Target Satellite”.
The Journal of the Astronautical Sciences 69, 1017–1047 (2022).

Capture phase:

$$\mathbf{M}(\mathbf{q}_p)\dot{\mathbf{q}}_v + \mathbf{C}(\mathbf{q}_p, \mathbf{q}_v) = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{ch} \\ \mathbf{H}_{ch} \\ \boldsymbol{\tau} \end{bmatrix}$$

Rigidization phase:

Dla przegubów 1, 3 oraz 7:

$$\tau_i = k_{vel}t^2(\dot{\theta}_{id} - \dot{\theta}_{ia})$$

Dla pozostałych przegubów:

$$\tau_i = k_{pos}t^2(\theta_{id} - \theta_{ia}) + k_{vel}t^2(\dot{\theta}_{id} - \dot{\theta}_{ia})$$



Free-floating robot

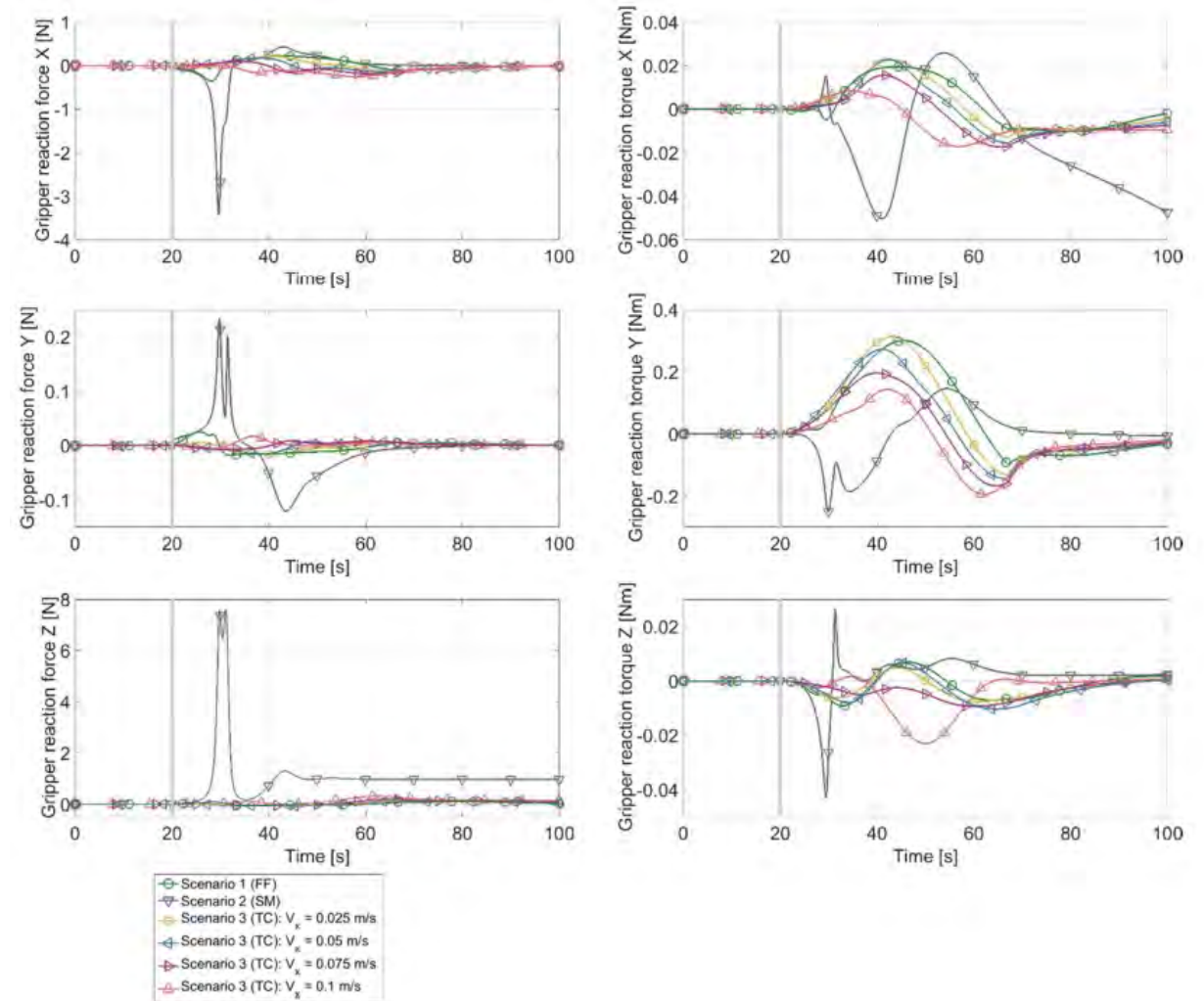
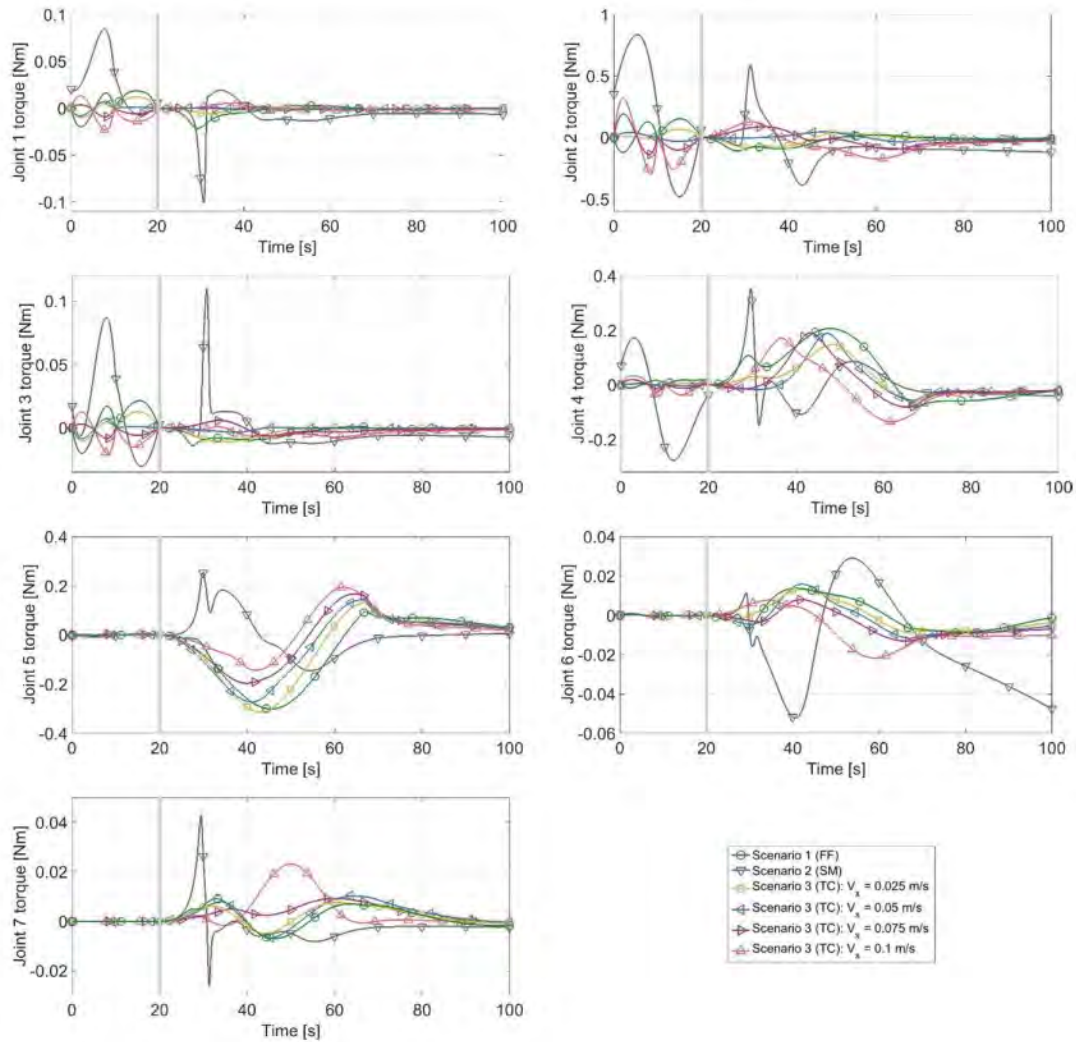


Forced synchronous motion

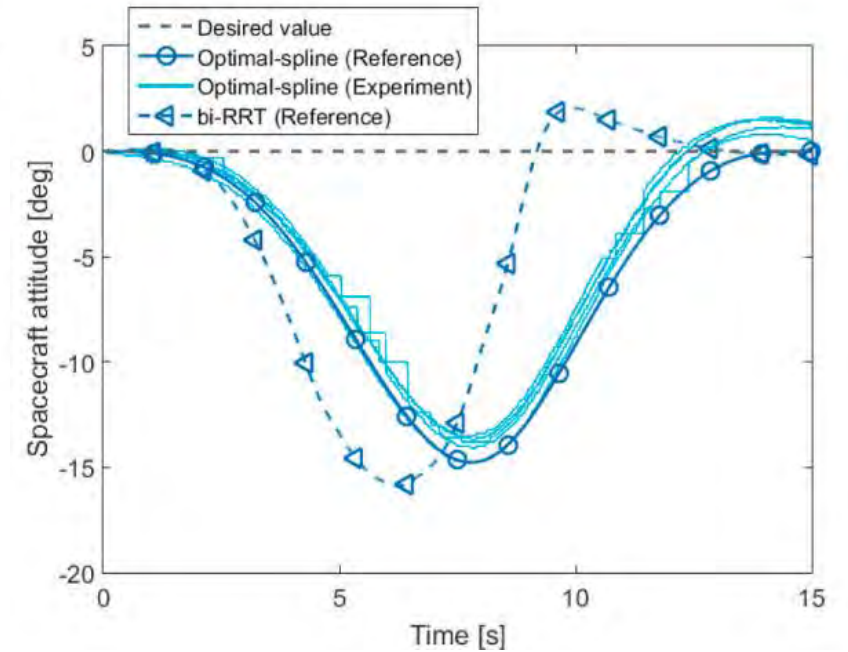
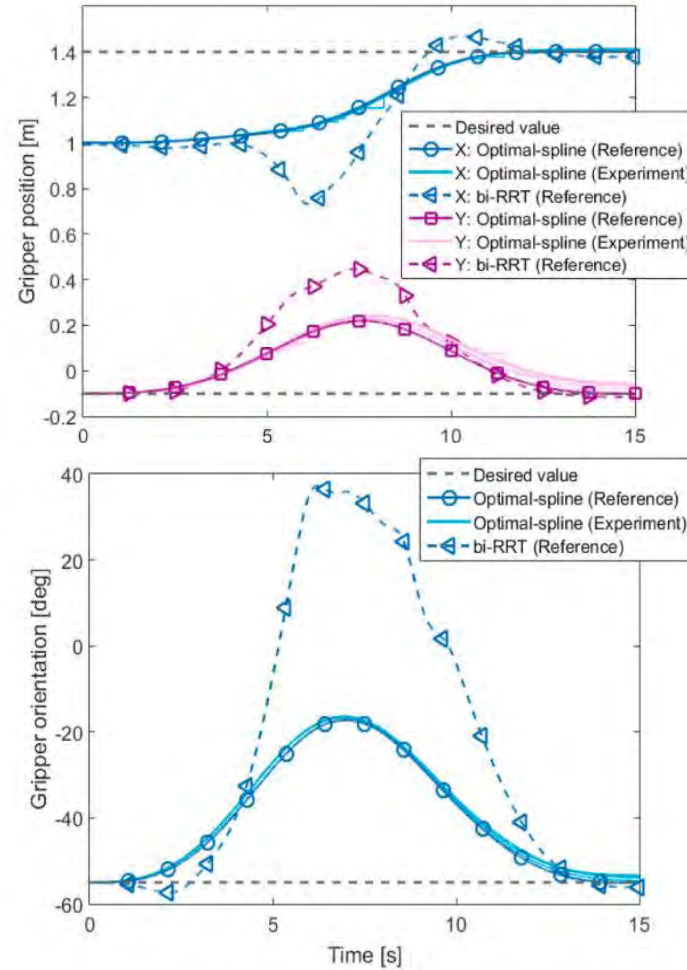
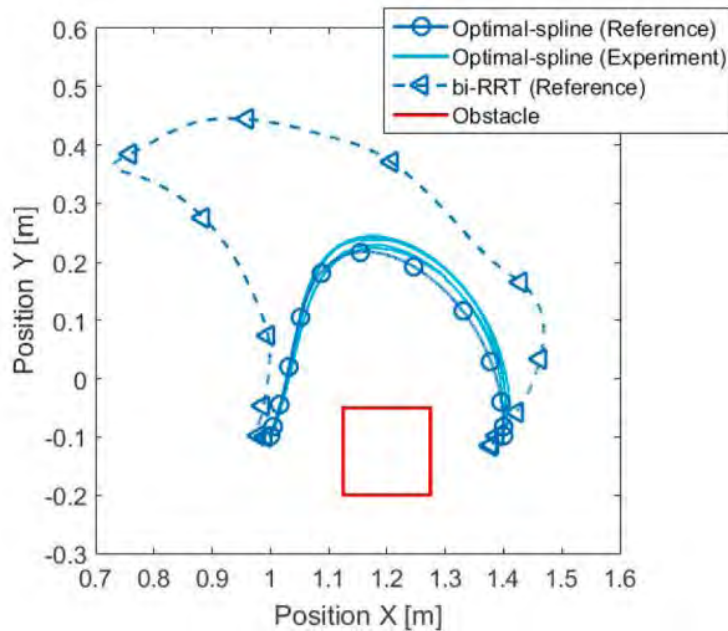


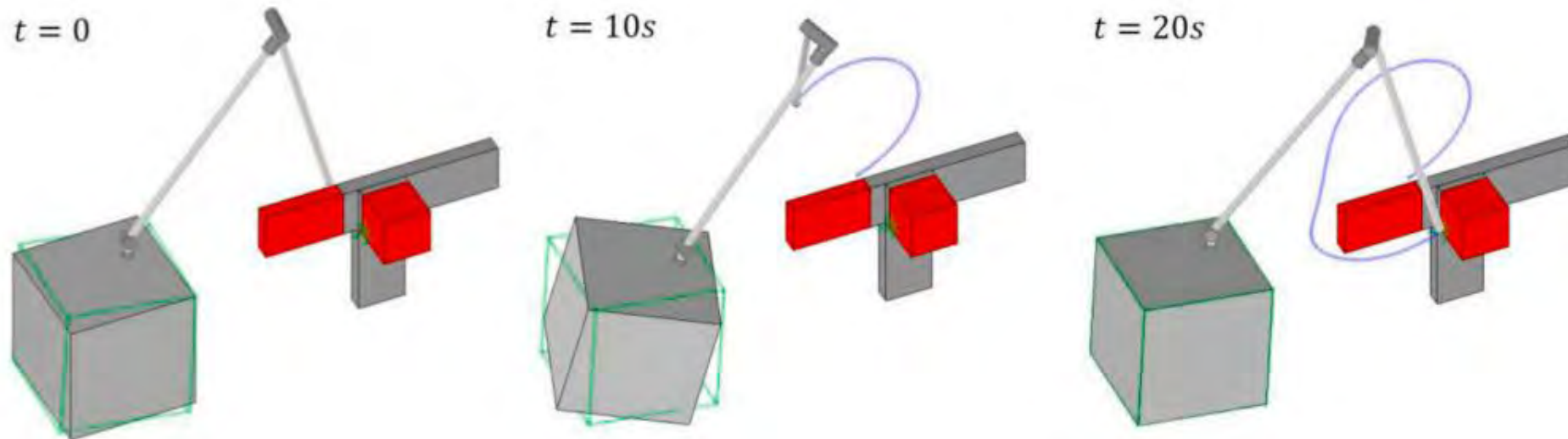
Tangent capture

Styczne przechwytywanie niekontrolowanego satelity celu



K. Seweryn, F. L. Basmadji, T. Rybus: „Space Robot Performance During Tangent Capture of an Uncontrolled Target Satellite”. The Journal of the Astronautical Sciences 69, 1017–1047 (2022).







Testowanie technologii kosmicznych

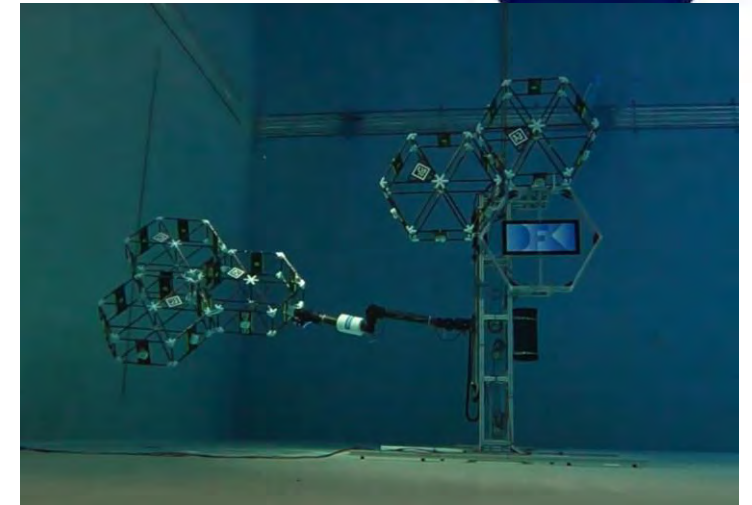
Testy na Ziemi



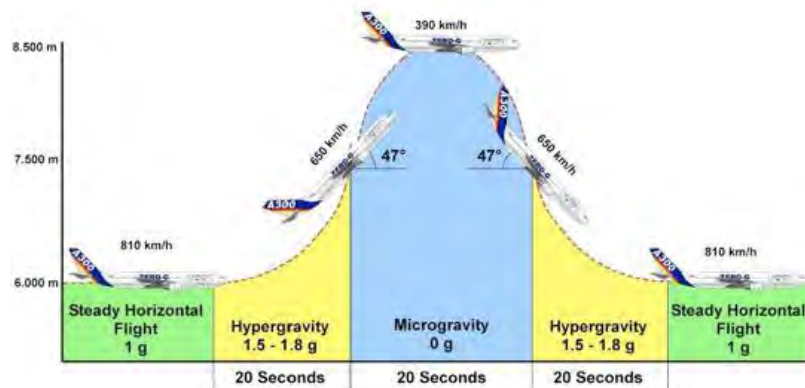
Manipulator na stanowisku odciążającym
Źródło: CBK PAN



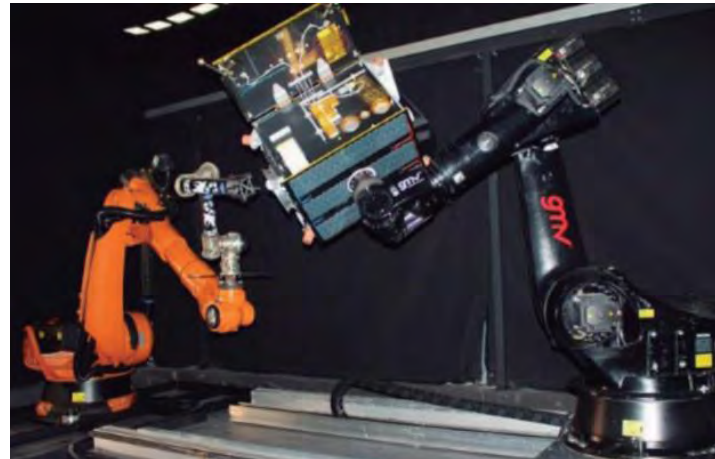
ZARM Wieża zrzuć
Źródło: ESA



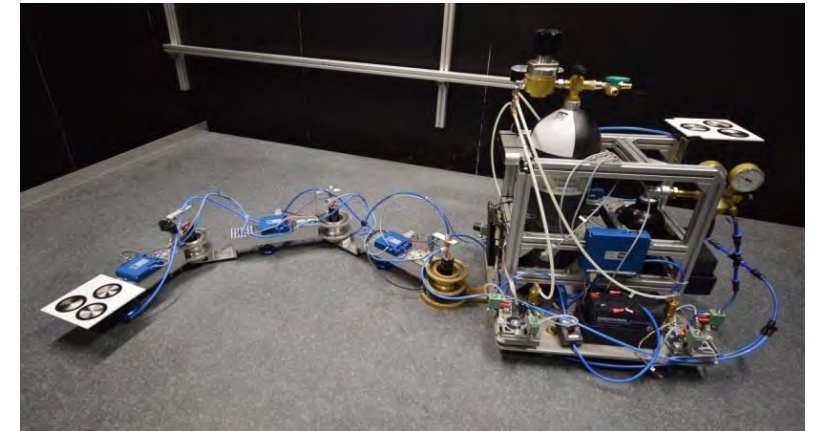
Neutral Buoyancy
Źródło: DFKI



Loty paraboliczne
Źródło: ESA, Novespace



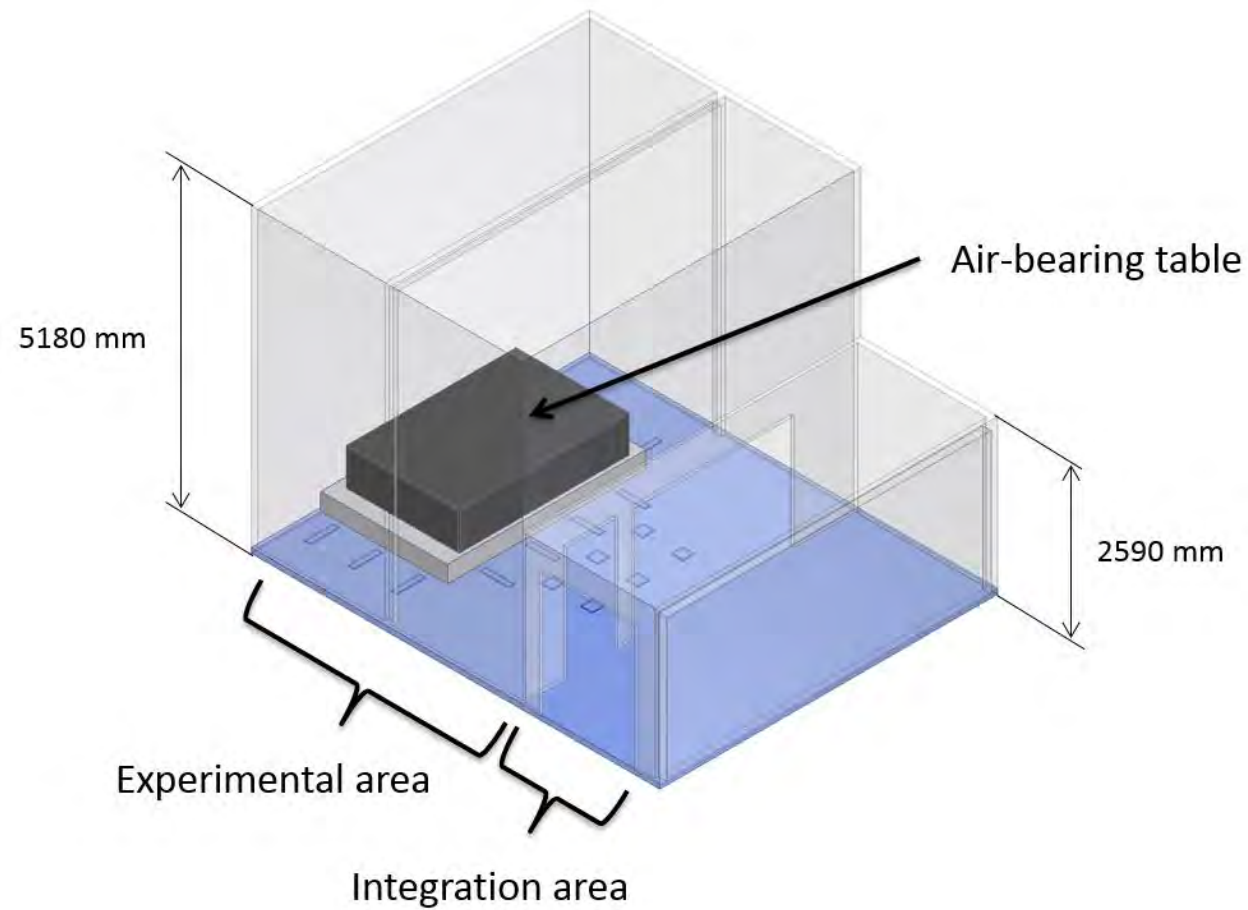
Ramienia robotyczne
Źródło: GMV

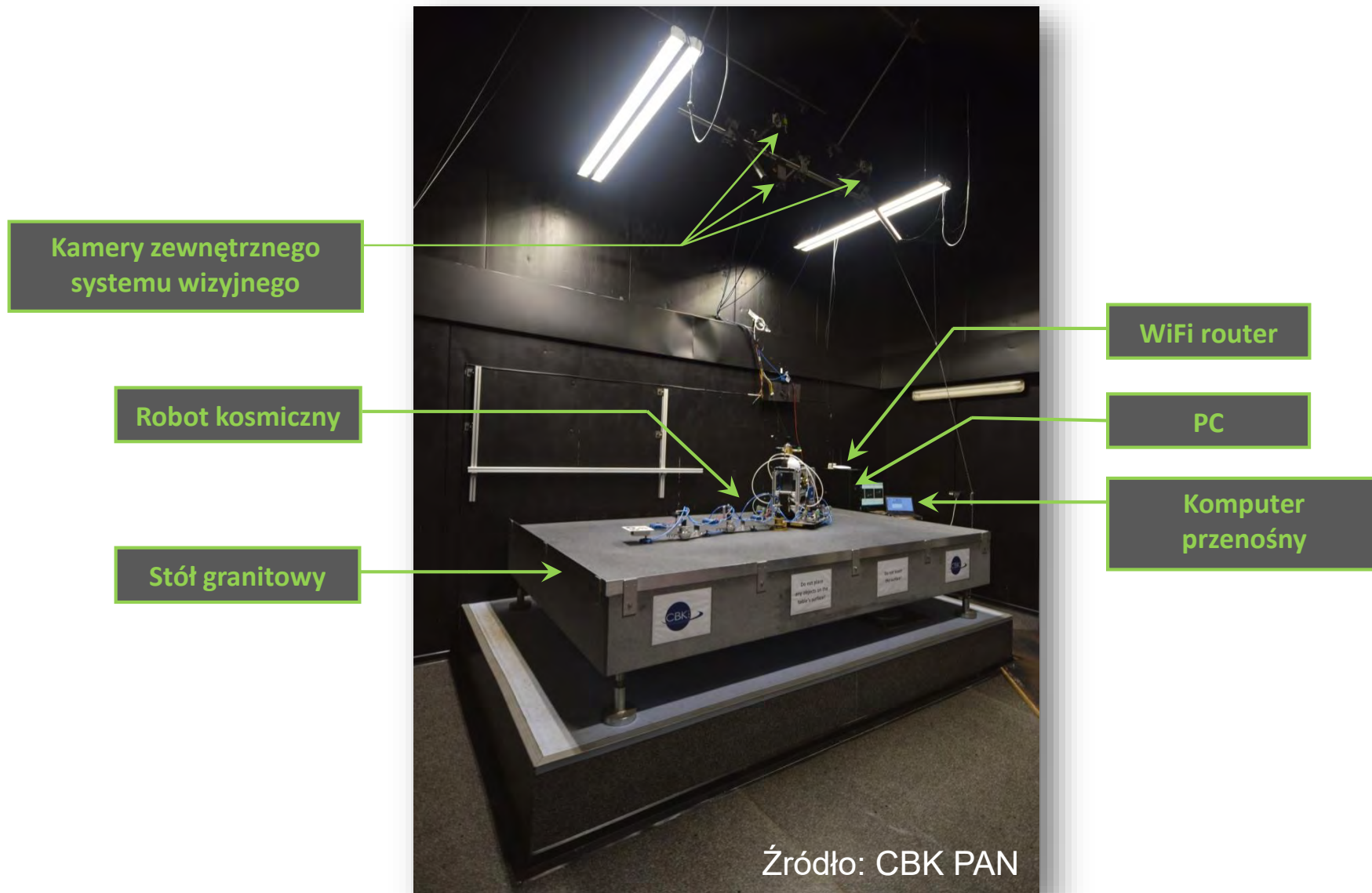


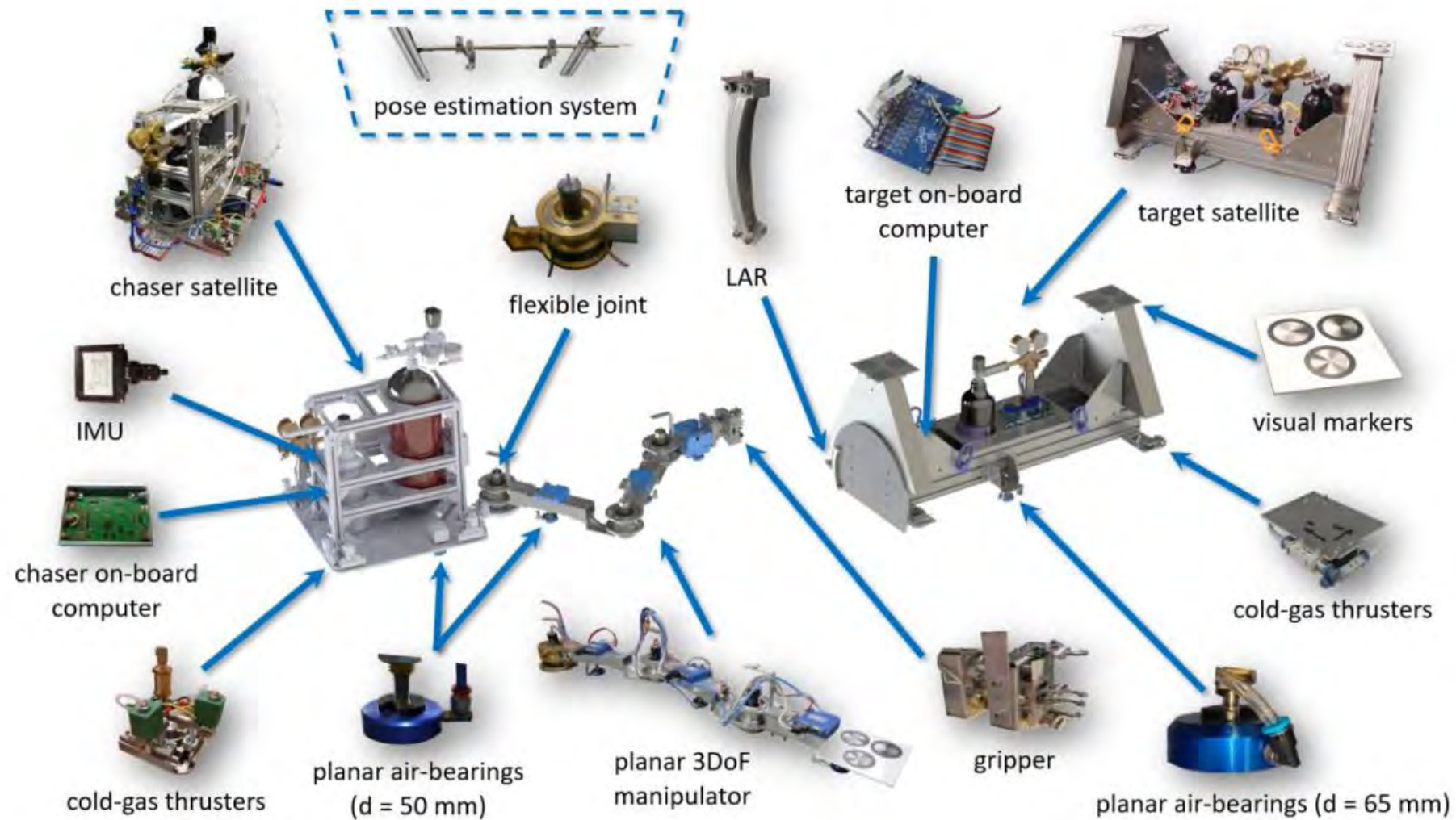
Stanowiska do symulacji warunków mikrogravitacji
Źródło: CBK PAN



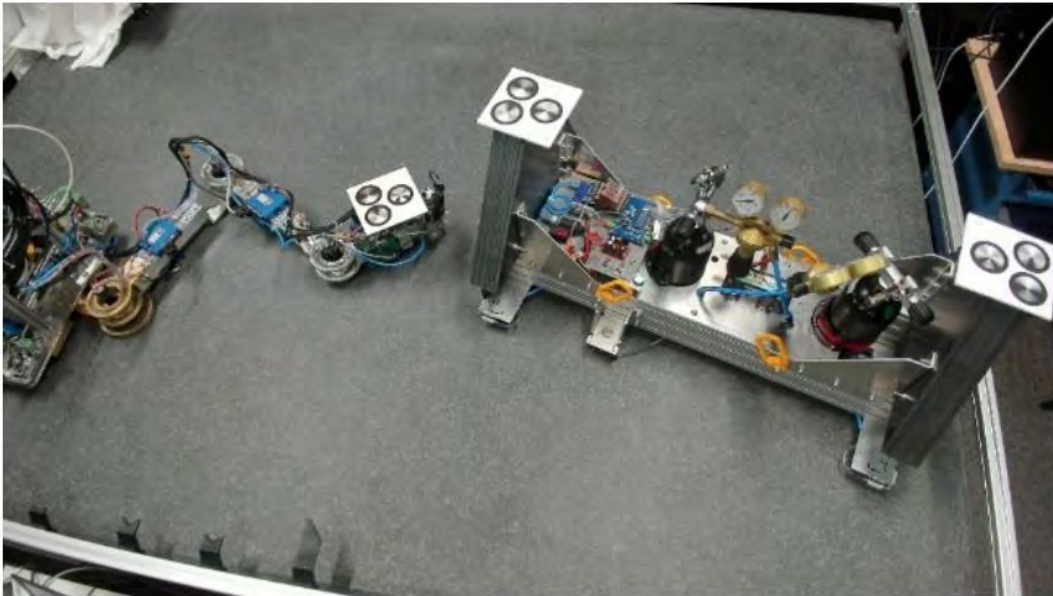
Stanowisko testowe w CBK PAN



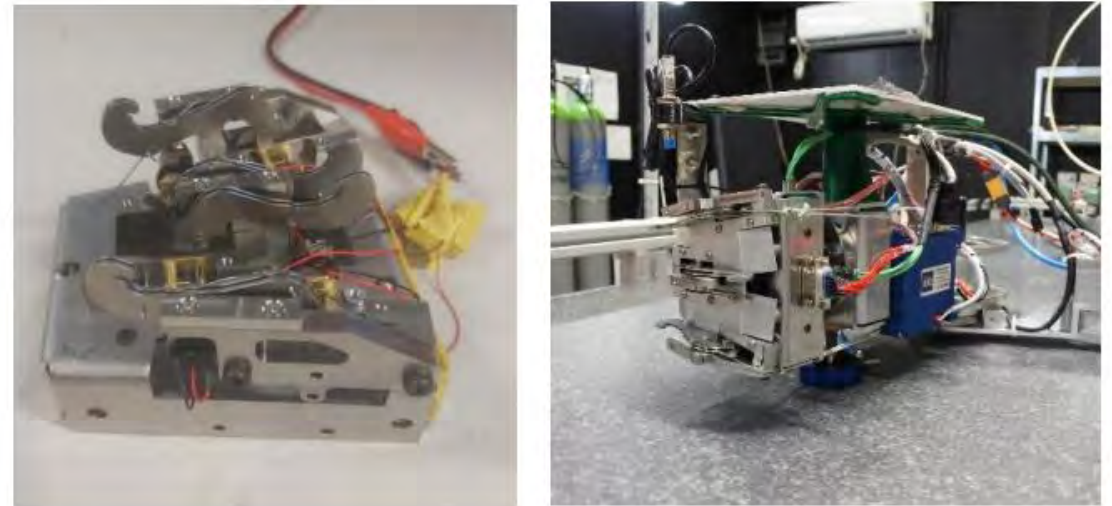




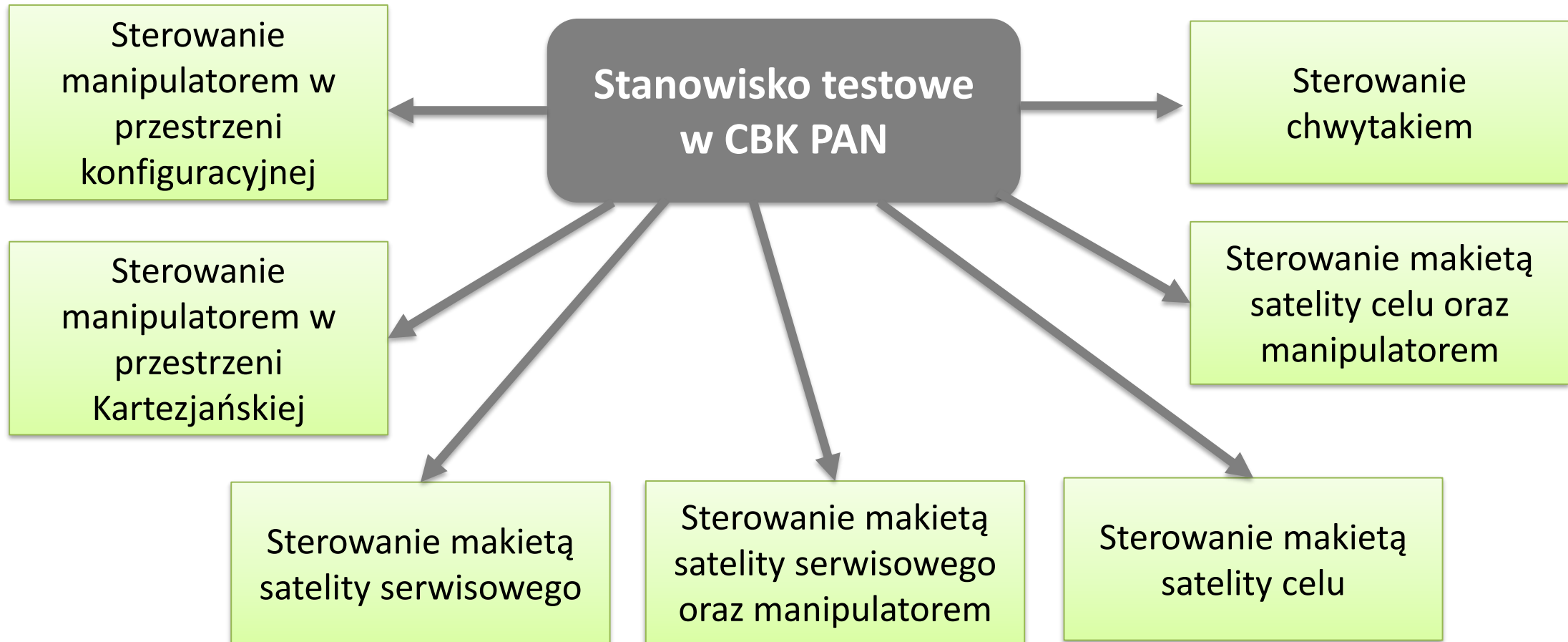
W ostatnim czasie, w ramach projektu „Opracowanie i walidacja układu sterowania manipulatora satelitarne” finansowanego przez NCBiR opracowano nowe komponenty: makieta satelity celu oraz chwytak.



Źródło: CBK PAN

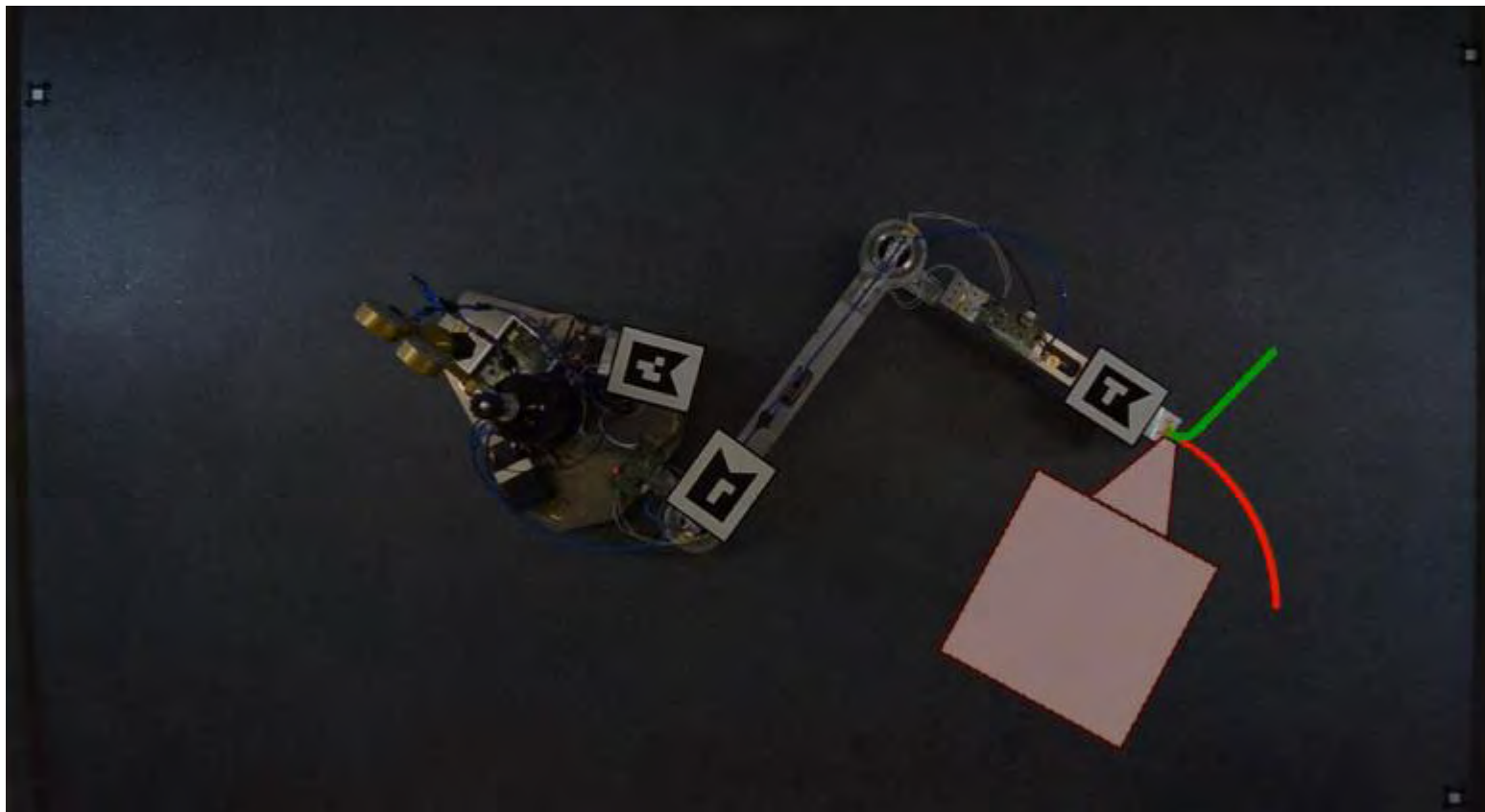


Źródło: CBK PAN

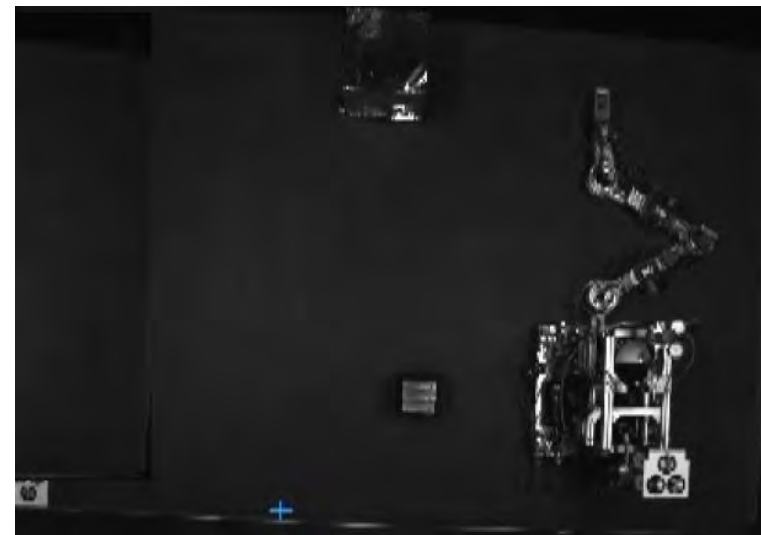
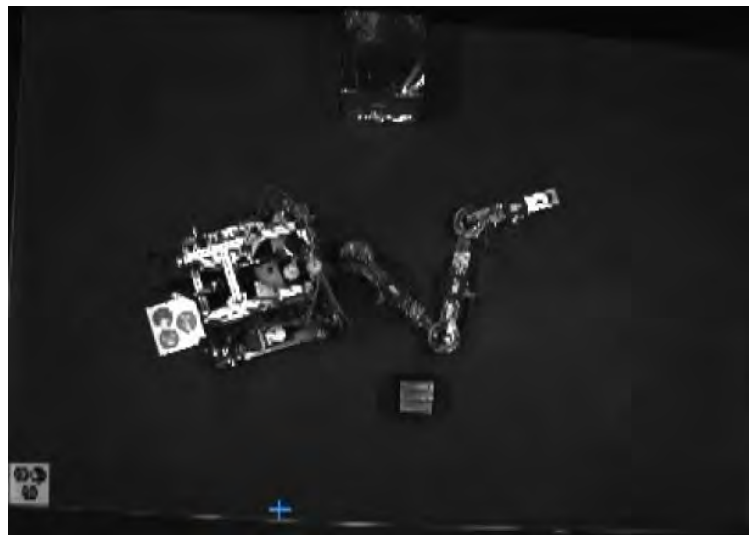
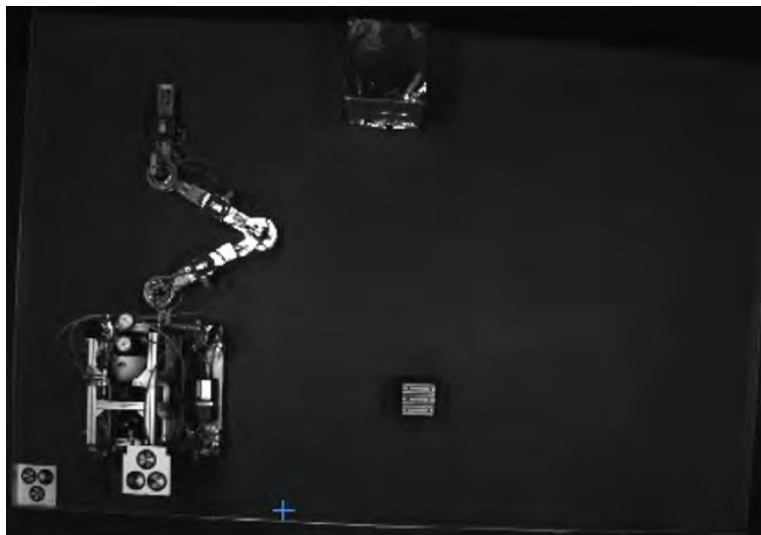




Przykładowe eksperymenty

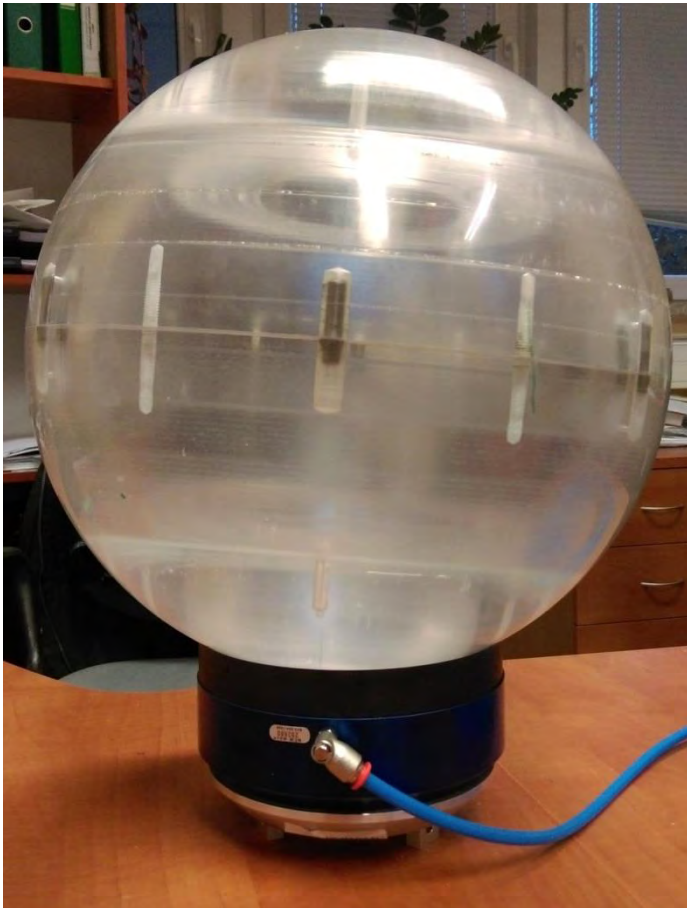


Źródło: CBK PAN

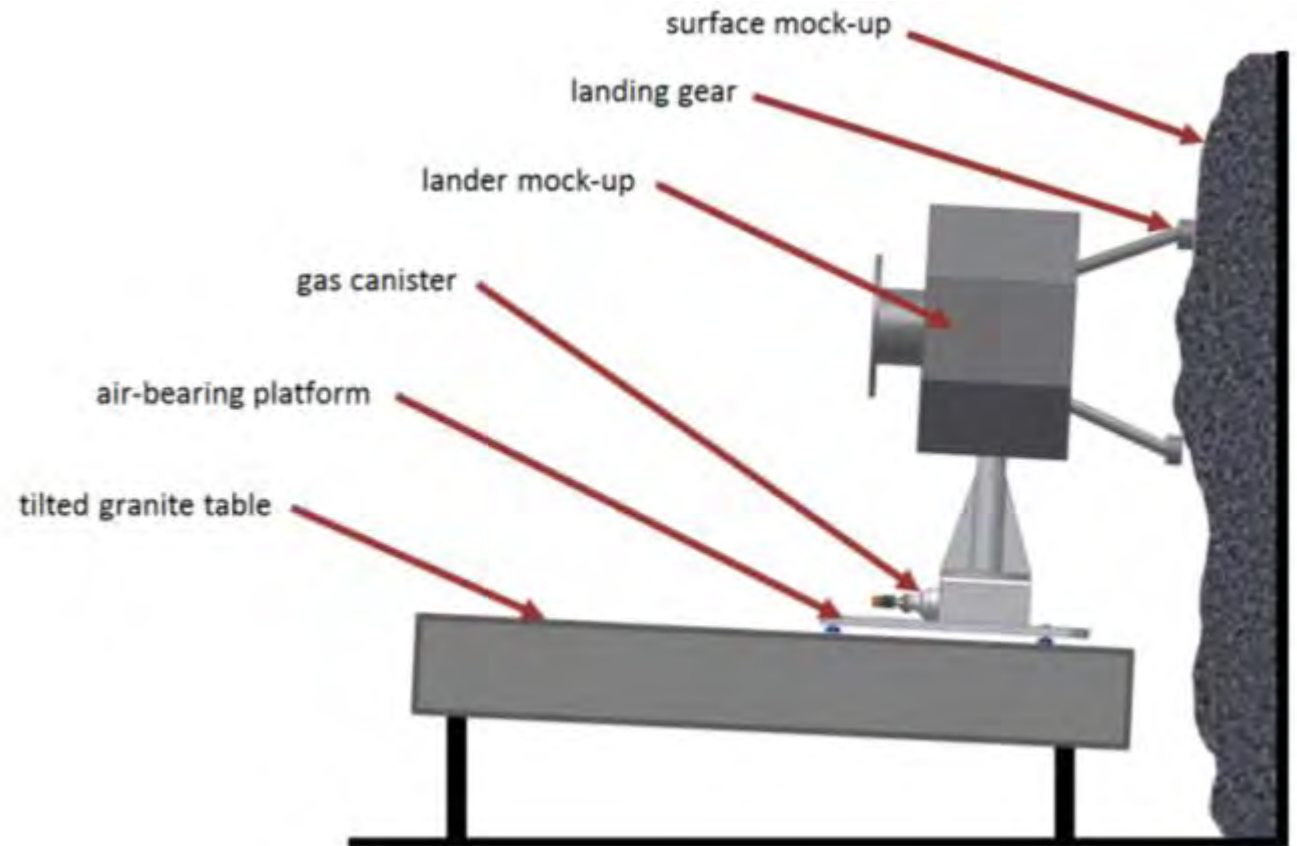


Źródło: CBK PAN





Sfera wraz z łożyskiem sferycznym
Źródło: CBK PAN



Źródło: CBK PAN



Dziękuję za uwagę!

fbasmadji@cbk.waw.pl