

WSTĘPNE WYNIKI PROJEKTU GDARMS – ODTWARZANIE ŚRODOWISKA RAKIETY KOSMICZNEJ

ADAM DĄBROWSKI¹, SZYMON KRAWCZUK², PIOTR DUBA³,
JAKUB CHUCHRA⁴, CEZARY KOZUBAL⁵, PATRYK KRZEMIŃSKI⁶, OSKAR
ROKITA⁷, MARIUSZ ROSIAK⁸, OLGA SAGANEK⁹, KAMIL WAŻNY¹⁰,
ADRIANNA ZALEWSKA¹¹, BARTOSZ ZIELIŃSKI¹²

1,3,4,5,6,7,8,9,10,11,12 Politechnika Gdańska

Wydział Mechaniczny,

Katedra Mechaniki i Mechatroniki,

²Politechnika Gdańska

Wydział Elektroniki, Telekomunikacji i Informatyki,

Katedra Inżynierii Biomedycznej,

ul. Narutowicza 11/12, 80-233 Gdańsk

¹adadabro@pg.edu.pl, ³szymonkrawczuk@gmail.com, ³piotr.duba@pg.edu.pl

SŁOWA KLUCZOWE: rakieta sondująca, inżynieria kosmiczna, drgania, przepływ ciepła, Europejska Agencja Kosmiczna, inżynieria systemów

STRESZCZENIE

W trakcie wynoszenia na ładunek rakiety działają przyspieszenia, drgania, przepływ ciepła oraz zmiany ciśnienia atmosferycznego. Według aktualnych norm i standardów, przed lotem testy środowiskowe są wykonywane sekwencyjnie. Autorzy przedstawili projekt urządzenia do odtwarzania środowiska rakiety kosmicznej. Urządzenie zostało zbudowane na bazie gotowego wzbudnika elektrodynamicznego. Zaprojektowano układy sterowania układów: przyspieszenia, temperatury oraz ciśnienia ze sprzężeniami zwrotnym na bazie mikrokontrolera i przetworników cyfrowo-analogowego. Przeprowadzono badania w wirówce Large Diameter Centrifuge Europejskiej Agencji Kosmicznej w celu walidacji urządzenia. W trakcie badań mierzono przyspieszenia, temperaturę oraz ciśnienie, a następnie porównano z przebiegami lotnymi. Przedstawiono znaczące ograniczenia zdolności odtwarzania warunków środowiskowych współczesnych rakiet sondujących i orbitalnych.

1. Wstęp

Wraz ze wzrostem dostępności do warunków kosmicznych, rośnie zainteresowanie naukowców wynoszeniem coraz bardziej skomplikowanych eksperymentów. Dotyczy to w coraz większym stopniu delikatnych i czułych z natury badań biologicznych i chemicznych [1].

Aby zostać zakwalifikowanym do lotu, taki eksperyment musi zostać dokładnie przetestowanym przed wyniesieniem. Programy testowania są kluczową częścią dłuższego procesu weryfikacji, która ma na celu upewnienie się, że wynoszone urządzenie spełnia wszystkie wymagania wydajności, projektowe i jakościowe. Zgodnie z normą ECSS-E-ST-10-03-C [2], planowanie testu, wymagania oraz kryteria testów powinny być ustalane na podstawie wymagań eksperymentu. Podczas gdy każdy eksperyment/satelita/ładunek użyteczny mają swoje własne wymagania, wszystkie z nich zawierają wymaganie zgodności z pojazdem. Wymagania te mają na celu upewnienie się, że ładunek przetrwa trudne warunki lotu rakiety.

Złożoność obciążeń testowych wpływa na wybór spośród dostępnych metod testowania:

- tradycyjny test statyczny (przyłożenie statycznych obciążeń),
- test na wirówce odśrodkowej (przyłożenie jednoosiowego liniowo zmiennego pola przyspieszeń),
- test sinusoidalny na wzbudniku elektrodynamicznym (przyłożenie quazistatycznych obciążeń).

Testy na wirówkach i wzbudnikach elektrodynamicznych są często preferowane z powodu ceny oraz krótszego czasu trwania, ale posiadają swoje ograniczenia:

- testy na wirówkach polegają na przyłożeniu pola obciążeń, które liniowo zmienia się w funkcji odległości od osi obrotu. Nie jest to zgodne z prawdziwymi warunkami obciążenia i limituje te testy tylko do małych obiektów;
- testy sinusoidalne wymagają stałego monitorowania obciążeń (na przykład przy użyciu akcelerometrów) i mogą być trudne do zastosowania w przypadku silnie nieliniowych zagadnień (np. otwierające się panele słoneczne czy anteny);
- oba wymienione wyżej testy są ściśle jednoosiowe i zakładają liniowe dodawanie do siebie wyników, co często jest mało wiarygodne (typowe nieliniowe zagadnienie połączeń) a połączenie z innymi rodzajami obciążeń (na przykład ciśnienie i temperatura) mogą być trudne.

2. Metody

Jak wspomniano we wstępie, do odtwarzania obciążeń przyspieszeniowych często używane są wirówki odśrodkowe. Przykładem takiego urządzenia jest wirówka Large Diameter Centrifuge Europejskiej Agencji Kosmicznej. Posiada ona 4 ramiona o maksymalnej długości 4 m, utrzymujące do 6 gondol, z których każda utrzymuje do 80 kg ładunku, który może zostać poddany przeciążeniu do 20 g. Sterowanie jest w pełni programowalne przy użyciu interfejsu LabView [3].



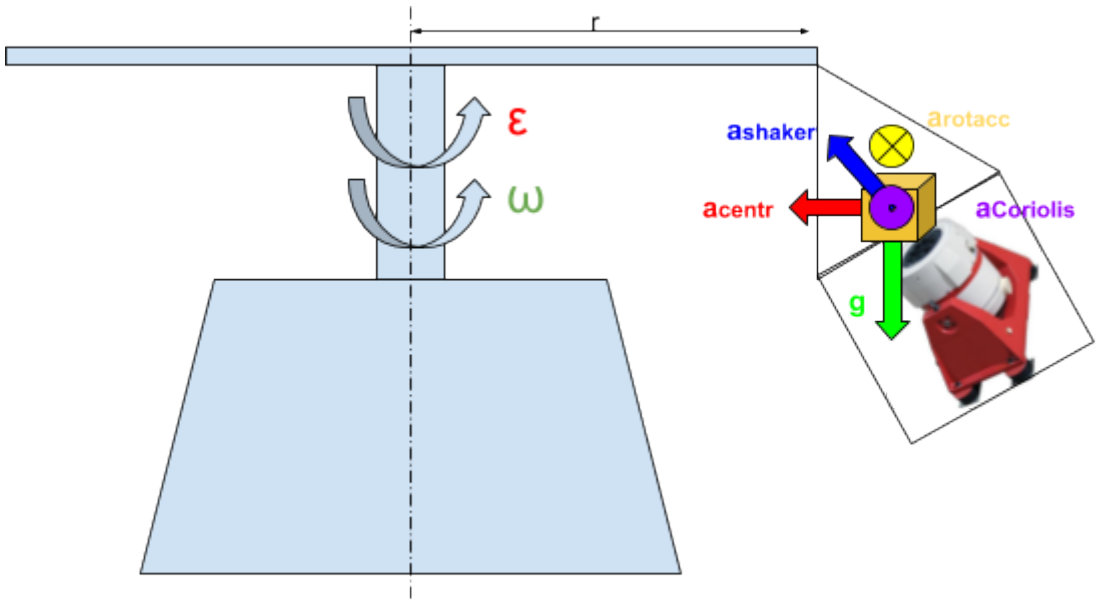


Rys. 1. Wirówka odśrodkowa Large Diameter Centrifuge.

W celu odtworzenia warunków panujących w rakiecie sondującej, zaproponowano, w szczególności:

- dynamicznych (przyspieszenia oraz drgania),
- termicznych,
- oraz ciśnienia,

zaproponowano urządzenie GDArms szczegółowo opisywane na Warsztatach Projektowania Mechatronicznego 2019 [4]. Podobne podejście przedstawiono w [5]. Poddawany tym warunkom zostanie model CubeSata, satelity o rozmiarach 100 x 100 x 100 mm oraz wadze do 1 kg z różnymi czujnikami na pokładzie, które będą w stanie zmierzyć te środowiska (żółty na Rys. 2). Środowisko dynamiczne rakiety sondującej to zarówno wysokoczęstotliwościowe ale niskoamplitudowe drgania, ale również przyspieszenia kwazi-statyczne wynikające z ciągu silnika. Taki przebieg przyspieszeń zostanie uzyskany dzięki umieszczeniu specjalnie zaprojektowanego wzbudnika elektrodynamicznego (czerwono-biały na Rys. 2) wewnątrz gondoli wirówki Large Diameter Centrifuge, jak pokazano na Rys 2.



Rys. 2. Model urządzenia GDArms z zaznaczonymi wektorami przyspieszeń.

Drgająca masa na wirówce jest ciekawym problemem z zakresu mechaniki teoretycznej. Wirówka obraca się z prędkością kątową ω , oraz przyspieszeniem kątowym $\epsilon = d\omega/dt$. Wektor bezwzględny przyspieszenia na testowany element jest sumą kilku składowych wektorów i można go obliczyć przy użyciu wzór

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{tot} &= \mathbf{a}_{centr} + \mathbf{g} + \mathbf{a}_{shaker} + \mathbf{a}_{Coriolis} + \mathbf{a}_{rotacc} = \\ &= (\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r})) + (\mathbf{g}) + (\mathbf{a}_{shaker}) + (2\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_{shaker}) + (\boldsymbol{\epsilon} \times \mathbf{r}) \end{aligned} \quad (1)$$

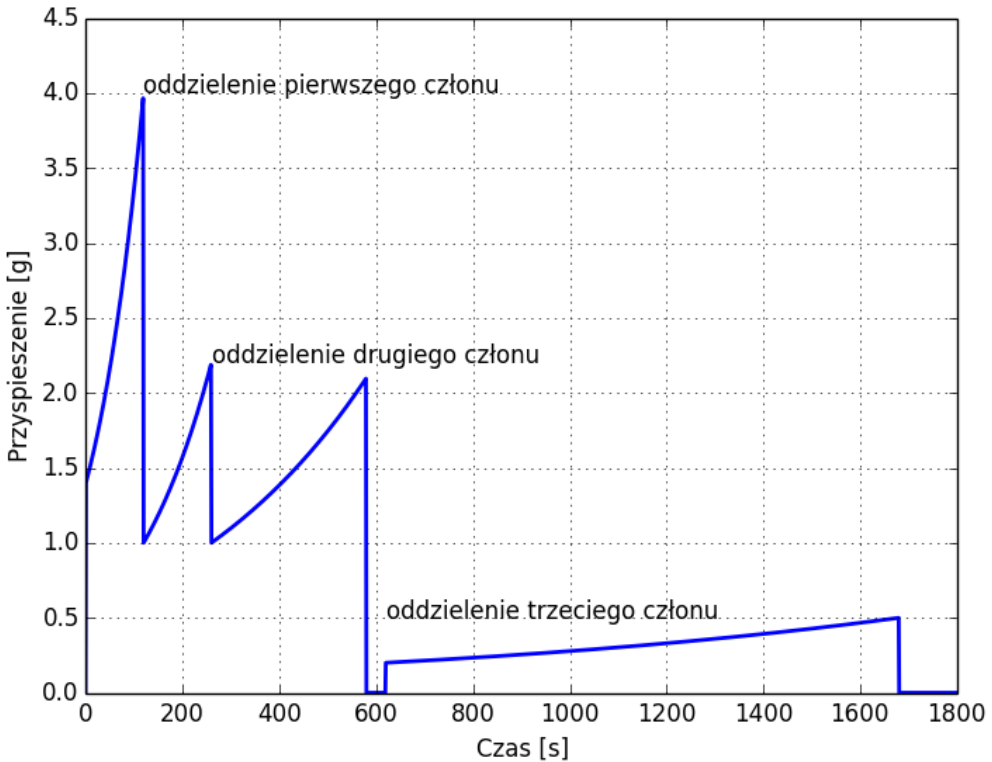
w którym wszystkie podane wielkości są wektorami:

- \mathbf{a}_{centr} - zmienne (w ramach ograniczeń wirówki) przyspieszenie dośrodkowe wynikające z prędkości obrotowej wirówki $\boldsymbol{\omega}$,
- \mathbf{g} - stałe przyspieszenie grawitacyjne,
- \mathbf{a}_{shaker} - zmienne (w ramach ograniczeń wzbudnika) przyspieszenie w ruchu wzbudnika o prędkości \mathbf{v}_{shaker} ,
- $\mathbf{a}_{Coriolis}$ - przyspieszenie Coriolisa spowodowane ruchem obiektu poruszającego się w obracającej się wirówce,
- \mathbf{a}_{rotacc} - zmienne z powodu przyspieszenia (lub opóźnienia) obrotowego wirówki $\boldsymbol{\epsilon}$.

Poprzez sterowanie wirówki, odtworzone może zostać kwazi-statyczne przyspieszenie rakiety [3]. Poprzez odpowiednie wysterowanie wzbudnika można odtworzyć wysokoczęstotliwościowe (do 3 kHz) drgania wynikające z pracy silnika i zjawiska aerodynamiczne. Na wzbudniku, umieszczona zostanie komora próżniowa umożliwiająca uzyskanie próżni do 100 mbar.

3. Wyniki

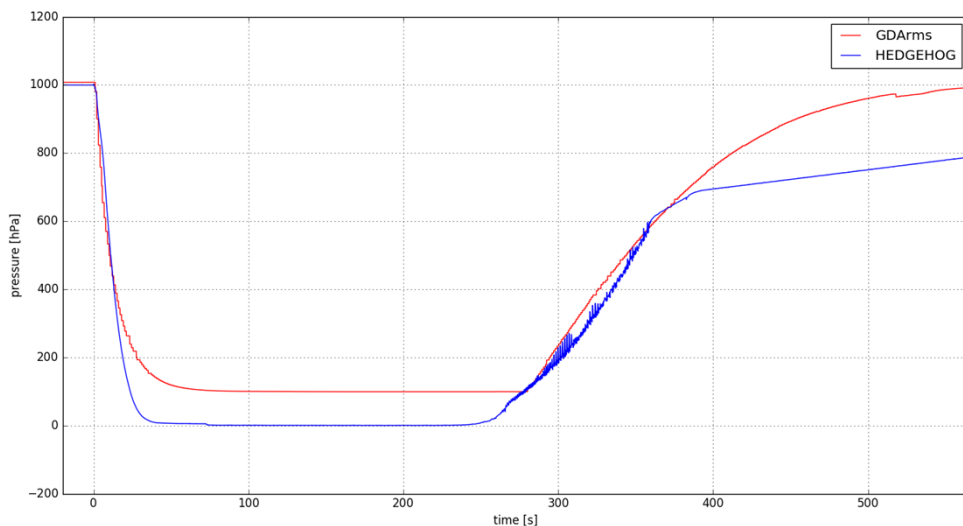
W trakcie badań na LDC odtwarzano przebiegi drgań, przepływów ciepła oraz ciśnienia zarejestrowane w trakcie eksperymentu HEDGEHOG podczas lotu rakiety REXUS25 w marcu 2019 z kosmodromu Esrange w Kirunie [6]. Z powodu ograniczeń wirówki (przyspieszenia podczas lotów rakiet REXUS sięgają 25 g, wirówka potrafi odtwarzać maksymalnie 20 g) zdecydowano się na użycie przebiegu przyspieszeń rakiety Soyuz [7], przedstawionego na rys. 3.



Rys. 3. Przebieg przyspieszeń rakiety Soyuz [7].

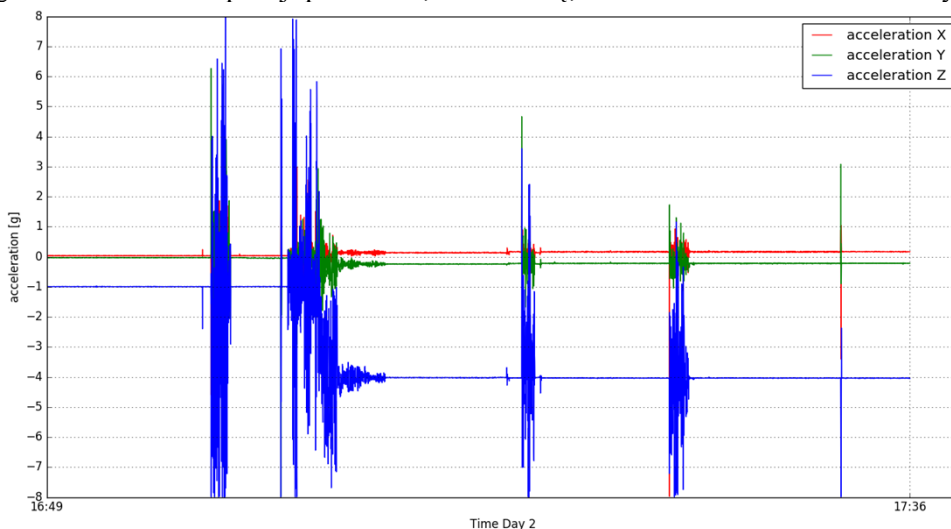
W trakcie eksperymentu GDArms zarejestrowano ponad 5 GB danych. Opisują one 16 godzin działania urządzenia.

Wyzwaniem okazało się również odtwarzanie przebiegu ciśnienia atmosferycznego lotu rakiety. Dynamika pompy pozwoliła na uzyskanie odpowiedniej prędkości odsysania powietrza. Nie było możliwe uzyskanie próżni o lepszej jakości niż 100 hPa. Dodatkowo, w trakcie fazy ponownego wchodzenia w atmosferę zarejestrowano szybkie zmiany ciśnienia, które nie są możliwe do odtworzenia przy prostym układzie pompy. Porównanie przebiegów ciśnień pomiędzy eksperymentami HEDGEHOG i GDArms przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Próba odtworzenia przebiegu ciśnienia powietrza rakiety REXUS25.

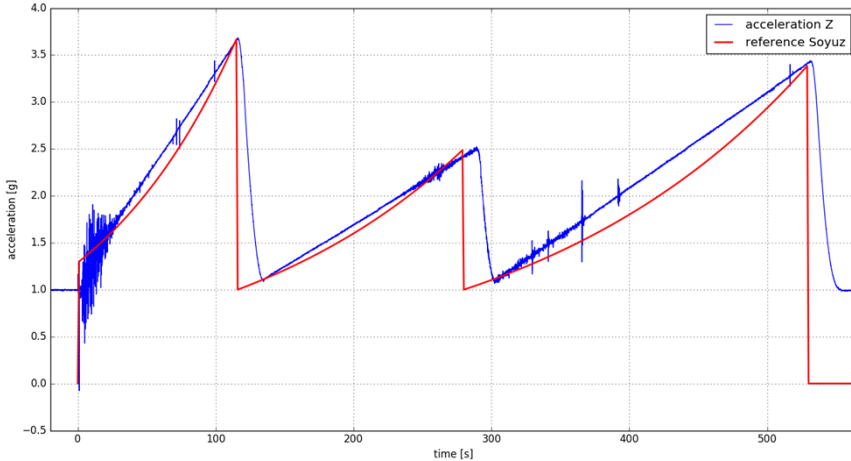
W trakcie eksperymentu odtwarzano warunki statycznego przyspieszenia (1 g, 2 g, 3 g, 4 g) oraz przebieg przyspieszenia quazistacjonarnego rakiety Soyuz (max. 4 g) zarówno z aktywnym jak i nieaktywnym wzbudnikiem drgań. Zarejestrowane dane przyspieszeń (rys. 5.) pokazały, że wirówka LDC potrafi stabilnie utrzymywać poziom statycznych przyspieszeń mimo pracy wzbudnika drgań na skali kilku godzin. Podczas inspekcji po testach, okazało się, że wzbudnik został uszkodzony.



Rys. 5. Przebieg przyspieszeń w trakcie eksperymentu GDArms.



W trakcie eksperymentu zauważono jednak pewne ograniczenie wynikające z dynamiki wirówki. Z powodu dużej bezwładności nie są możliwe gwałtowne zmiany przyspieszenia (zrywy) tak jak to występuje w trakcie lotu rakiety. Aby zmniejszyć poziom przyspieszeń z 3.5 g do 0 g potrzebne jest ok. 20 s, podczas gdy w warunkach lotu rakiety Soyuz dzieje się to w zasadzie natychmiastowo (< 1 s).



Rys. 6. Próba odtworzenia profilu rakiety Soyuz.

4. Wnioski

Cel badań został częściowo osiągnięty. Analiza zebranych danych wskazuje, że podczas gdy jest możliwe odtworzenie przyspieszeń rakiety w wirówce LDC, duża bezwładność urządzenia uniemożliwia odtworzenie zrywów (zmian przyspieszenia), które występują w momencie gdy wypali się dany stopień. Podobnie, wzbudnik elektrodynamiczny jest w stanie odtworzyć drgania rakiety. Uszkodzenia mechaniczne wzbudnika po testach, sugerują to, że docelowe urządzenie odtwarzające warunki kosmiczne powinno posiadać inną konstrukcję tak, żeby rotor wzbudnika nie był narażony na duże przeciążenia.

Udało się również odtworzyć przebieg ciśnienia, chociaż użycie mocniejszej pompy pozwoliłoby uzyskać lepszą jakość próżni. Dodatkowo, użycie dławików spowodowałoby poprawę dynamiki procesu. W osobnym artykule [8] przedstawiono również wnioski dotyczące zarządzania zespołem, które wyciągnięto po projekcie. Odtwarzanie warunków środowiskowych rakiet jest zatem zagadnieniem wciąż otwartym, a przedstawione badania wskazują kierunek, w którym należy podążać.

Bibliografia

- [1] Evans C. A., Robinson J. A., International Space Station Science Research Accomplishments During the Assembly Years: An Analysis of Results from 2000-2008, NASA/TP2009213146, NASA, Houston, TX, 2009.
- [2] ECSS-E-ST-10-03C. ECSS Standard: Testing (1 June 2012). European Consortium for Space Standards. Pobrane z: <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-10-03c-testing/> (dostęp: 1 grudnia 2020 r.)
- [3] van Loon, J. J., Krausse, J., Cunha, H., Goncalves, J., Almeida, H., (2008). The large diameter centrifuge, for physical sciences and technology. *Proceedings of the ESASP 553*, 92-98, European Space Agency, Angiers, France 2008.
- [4] Dąbrowski A., Duba P., Ważny K., Krzemiński P., Saganek O., Zieliński B., Rokita O., Krawczuk S., Projekt urządzenia do odtwarzania warunków panujących w rakiecie kosmicznej. W: Mańka M., Mendrok K. (red.), Projektowanie i dynamika urządzeń mechatronicznych (s. 93-100), Wydawnictwo AGH, Kraków 2019.
- [5] de Sousa, N., Caporicci, M., Vandersteen, J., Rojo-Laguna, J. I., Saló, E., Adell, T., van Loon, J. J. (2020). Molecular impact of launch related dynamic vibrations and static hypergravity in planarians. *npj Microgravity*, 6(25), 1-7. DOI: 10.1038/s41526-020-00115-7
- [6] Dąbrowski, A., Pelzner, K., Krawczuk, S., Goczkowski, J., & Elwertowska, A. (2020). Preliminary results from HEDGEHOG REXUS project—A sounding rocket experiment on accelerations, vibrations and heat flow. *Acta Astronautica*, 177, 80-85. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.07.016
- [7] Perez E., Soyuz User's Manual. Issue 2, Revision 0, March, 2012, Arianespace. Pobrane z: <https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf> (dostęp: 1 grudnia 2020 r.)

