

Szymon Lipiński, Adam Jaroszewicz, Jan Zawilak  
Politechnika Wroclawska, Wroclaw

## GENERATOR Z KOŁEM ZAMACHOWYM PRACUJĄCYM JAKO ZASOBNIK ENERGII DLA SZTUCZNEGO SATELITY ZIEMI

### FLYWHEEL ENERGY STORAGE FOR LEO SATELLITE

**Streszczenie:** Akumulacja energii jest zagadnieniem, które jest wykorzystywane w wielu dziedzinach techniki. Jedną z możliwości jest zastosowanie koła zamachowego i gromadzenie energii kinetycznej, co może stanowić ciekawą alternatywę lub uzupełnienie dla baterii akumulatorów. W pracy przedstawiono koncepcję budowy koła zamachowego, które może być magazynem energii dla Międzynarodowej Stacji Kosmicznej. Zaproponowano koncepcję budowy układu napędowego generator/silnik elektryczny współpracujący z kołem zamachowym o możliwie największej sprawności dla warunków panujących w przestrzeni kosmicznej. Scharakteryzowano materiały konstrukcyjne koła zamachowego, wymiary i sposób montażu w stacji kosmicznej.

**Abstract:** Accumulation of energy is wide used in many technical branches. One of alternatives is flywheel energy storage which accumulates kinetic energy for further usage. It can be used instead of commonly used batteries. In this paper authors presented concept of flywheel energy storage suitable for International Space Station because of high efficiency and energy density. Appropriate materials which can be used to build assembly are described. Basic dimensions and the way of assembly on ISS are presented.

**Słowa kluczowe:** maszyna elektryczna, prąd stały, silnik/generator bezszczotkowy, łożyska elektromagnetyczne, kompozyty,

**Keywords:** electric machine, direct current, brushless DC motor/generator, electromagnetic bearings, composites

### 1. Wstęp

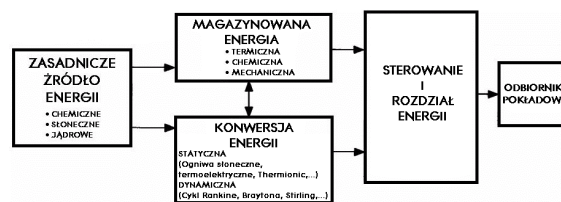
Loty załogowych i bezzałogowych statków kosmicznych umożliwiają realizację szeregu badań i eksperymentów niemożliwych do realizacji na powierzchni Ziemi, (m.in. zjawisko mikrogravitacji). Na pokładach statków kosmicznych znajduje się wiele urządzeń zasilanych energią elektryczną zapewniających prawidłowe funkcjonowanie systemów pokładowych oraz realizację założonych celów misji kosmicznych [4].

Pokładowy system zasilania energią elektryczną statku kosmicznego (rys. 1) zapewnia:

- ciągłość i niezawodność zasilania wyposażenia pokładowego,
- stabilizację podstawowych parametrów wytwarzanej energii elektrycznej,
- bezpieczeństwo użytkownika podczas pracy i obsługi pokładowych źródeł przez personel naziemny (kosmonautów, astronautów).

Jednym z zasadniczych czynników rozpatrywanych podczas projektowania statków kosmicznych (np. sztucznych satelitów Ziemi) jak i ich wyposażenia pokładowego są ich rozmiary geometryczne i ciężar. Podstawą lotu orbitalnego jest zrównanie się wartości siły grawitacji

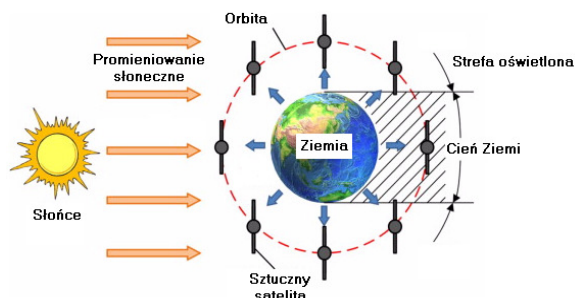
i siły dośrodkowej działającej na ciało na orbicie np. wokółziemskiej, co prowadzi do pozornej „utrąty ciężaru” sztucznego satelity praktycznie do zera ( $\sim 0,001g$ ) (mikrogravitacja, nieważkość).



Rys. 1. Schemat pokładowego systemu elektroenergetycznego statku kosmicznego [6]

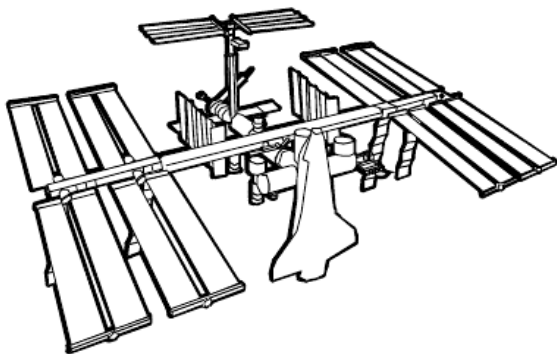
Pierwsza wybudowana przy współudziale 16 państw Międzynarodowa Stacja Kosmiczna ISS (ang. International Space Station – ISS) o masie  $M_{ISS} = 4,5 \cdot 10^5$  kg okrąża Ziemię na średniej wysokości  $H_{ISS} = 4,12 \cdot 10^5$  m, w czasie ok.  $T_{ISS} = 91$  min. 34 sek. [8] Stacja krąży na niskiej orbicie wokółziemskiej LEO, na której strefa oświetlona trwa ok. 61% czasu trwania okrążenia Ziemi ( $T_{ISS}$  DZIEŃ  $\sim 56$  min.), zaś strefa cienia ok. 39% czasu ( $T_{ISS}$  NOC  $\sim 36$  min) (rys. 2). Panele ogniw fotowoltaicznych stacji ISS, two-

rzy 262 400 krzemowych ogniw fotowoltaicznych (o.f.0 ( $\eta = 14.2\%$ ) zgrupowanych w ośmiu niezależnych ruchomych modułach (skrzydłach).



Rys. 2. Obraz przełotu sztucznego satelity wokół Ziemi [4]

Każdy moduł generuje maksymalnie moc elektryczną ok. 31 kW (BOL – Beginning of Life – początek pracy) i zmniejsza się do ok. 26 kW po 15 latach pracy na orbicie (EOL – End of Life – koniec pracy). Pomimo, że osiem paneli o.f. generuje teoretycznie ok. 246 kW mocy elektrycznej, jednakże ze względu na wzajemne ustawienie powierzchni ogniw fotowoltaicznych do kierunku „docierających” promieni słonecznych, 8 modułów generuje łącznie nie mniej niż 83,6 kW energii elektrycznej. Dwa moduły części rosyjskiej ISS Zarya i Zvezda także posiadają własne panele ogniw fotowoltaicznych, które razem z „częścią amerykańską” generują łącznie ok. 110 kW energii elektrycznej (rys. 3).



Rys. 3. Rozmieszczenie paneli o.f. na stacji ISS [4]

Zapotrzebowanie energetyczne przez systemy pokładowe ISS (moc ciągła) określa się na poziomie ok. 46 kW (ok. 40%), pozostałe 60% mocy przeznaczony jest do ładowania akumulatorów pokładowych ISS [4]. Baterię ogniw akumulatorowych, stanowiącą część systemu gromadzenia energii zapewniającego zasilanie

wybranych systemów pokładowych ISS w czasie np. przelotu ISS w strefie cienia Ziemi, tworzą 24 niezależne, połączone równolegle akumulatory  $NiH_2$ . Każdy akumulator  $NiH_2$  tworzy 76 połączonych szeregowo ogniw zgrupowanych w dwa pakiety po 38 sztuk (ORU – Orbital Replacement Unit) o pojemności elektrycznej ok. 81 Ah [1]. Akumulatory pokładowe mogą dostarczyć ok. 48 kWh, to jednak nie zapewnia zasilania wszystkich odbiorników energii elektrycznej na pokładzie stacji ISS podczas przelotu w strefie cienia. Wadą zastosowania baterii ogniw akumulatorowych jest ich mała energia właściwa, wynikająca częściowo z cyklu pracy – 16 cykli ładowanie / rozładowanie w ciągu doby, głębokość rozładowania akumulatorów (ang. Depth of Discharge DOD < 35%), krótka żywotność na orbicie ( $T < 6,5$  roku) i duża masa. Pakiet akumulatorów stacji ISS waży w warunkach ziemskich ok. 8100 kg. Według informacji Wall Street Journal [9], koszty całego programu Space Shuttle (135 lotów kosmicznych) wyniosły ok. 115,5 mld USD, tj. ok. 860 mln USD za lot. Maksymalna masa ładunku użytecznego wyniesionego na niską orbitę okołoziemską przez wahadłowiec to 28 800 kg. Koszt wyniesienia masy jednostkowej wynosi ok. 30 000 USD za 1 kg, czyli koszty umieszczenia baterii akumulatorów na stacji ISS kształtują się na poziomie ok. 250 mln USD. Biorąc pod uwagę powyższe parametry, poszukuje się alternatywnych awaryjnych źródeł energii elektrycznej, spełniających te same funkcje i jednocześnie charakteryzujących się większą wartością energii właściwej, dłuższą pracą na orbicie i niższymi kosztami umieszczenia na pokładzie ISS.

Obiecującym pomysłem generowania energii elektrycznej na pokładzie ISS jest zastosowanie koła zamachowego, rozwiązanie polegające na gromadzeniu energii mechanicznej w szybko obracającym się wirniku o znacznej bezwładności [1]. Powyższe rozwiązanie cechuje szereg problemów technologicznych, do których można zaliczyć:

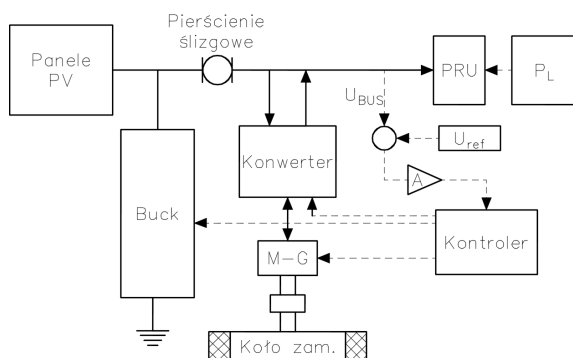
- zastosowanie odpowiednio wytrzymałego materiału do konstrukcji koła zamachowego,
- zbudowanie wysokosprawnej odwracalnej maszyny elektrycznej (OME) o prędkości obrotowej rzędu 60 000 obr./min.,
- wybór odpowiedniego łożyskowania całego układu.

Celem artykułu jest przedstawienie wymagań stawianych odwracalnej maszynie elektrycznej,

prezentacja projektu wstępnego koła zamachowego oraz porównanie sprawności zaprojektowanego urządzenia z istniejącym rozwiązaniem z wykorzystaniem akumulatorów.

## 2. Wymagania dla koła zamachowego

Schemat układu zasilania stacji w energię elektryczną pokazano na rysunku 4 [7]. Na wirniku koła zamachowego zabudowana jest OME pracująca silnikowo (M) podczas gromadzenia energii („rozkrecanie„ koła zamachowego) oraz generatorowo (G) („hamowanie„ koła zamachowego) podczas oddawania energii. Podczas przelotu ISS w strefie oświetlonej, panele o.f. wytwarzają energię elektryczną doprowadzaną do odbiorników pokładowych, a także do OME pracującej w zakresie pracy silnikowej i napędzającej koło zamachowe, w którym akumulowana jest energia kinetyczna ruchu obrotowego koła zamachowego.



Rys. 4. Schemat funkcjonalny systemu elektroenergetycznego sztucznego satelity z wykorzystaniem koła zamachowego

Podczas przelotu w strefie cienia, koło zamachowe oddaje energię do OME pracującej w zakresie pracy generatorowej, a wytworzona energia elektryczna jest dostarczana do odbiorników pokładowych. Proces ten musi cechować się dużą niezawodnością i sprawnością pracy. OME powinna być połączona z siecią elektryczną przez przekształtnik energoelektroniczny, zaś prawidłowość pracy w zakresach: silnikowym i generatorowym zapewnia elektroniczny kontroler. Jego zadaniem jest utrzymywanie stałych parametrów zasilania sieci pokładowej. Kontroler steruje pracą konwerterów typu Buck i Boost w układzie regulacji mocy (PRU).

Moc jaką musi oddawać koło zamachowe wynika z zapotrzebowania zainstalowanych na pokładzie odbiorników. Gdy znane są parametry

orbity ISS takie jak czas okrążenia Ziemi  $T_{ISS}$  oraz maksymalny czas przebywania stacji w cieniu Ziemi  $T_{ISS\ NOC}$ , możliwe jest określenie energii ( $W_{stor}$ ) jaka musi zostać zgromadzona w zasobniku

$$W_{stor} = \frac{P \cdot T_{ISS\ NOC}}{\eta_{stor} \cdot DOD} \quad (1)$$

gdzie:  $P$  – moc odbiorników pokładowych,  $\eta_{stor}$  – sprawność przetwarzania energii w układzie zasobnika (koło zamachowe – OME).

Dla dalszej analizy przyjęto wartości  $\eta_{stor} = 0,86$  i  $DOD = 0,89$ . Głębokość rozładowania  $DOD$  przyjęto na podstawie dopuszczalnej 3 - krotnej zmiany wartości napięcia generowanego przez OME. Ponieważ generowana wartość SEM zależy liniowo od prędkości obrotowej wirnika OME, wartość ta będzie się zmieniać w takim samym zakresie. Koło zamachowe wyhamowane do 1/3 maksymalnej prędkości obrotowej „odda” 89% zgromadzonej w nim energii. Obliczona w ten sposób wartość energii zgromadzonej (pojemności) w jednym zasobniku  $W_{stor} \sim 21,9$  kWh. Specyfika lotu orbitalnego stacji ISS (brak „punktów podparcia” w przestrzeni) stwarza niebezpieczeństwo niekontrolowanej rotacji stacji pod wpływem sił i momentów zakłócających (silniki elektryczne, przemieszczenie się załogi, cumowanie statku kosmicznego). Stabilizacja położenia przestrzennego stacji ISS w odniesieniu np. do padania promieni słonecznych na panele o.f. jest realizowana przez zespół trzech giroskopów mechanicznych (moment giroskopowy) i silników korekcyjnych. Zastosowane na pokładzie stacji ISS dodatkowych szybkoobrotowych maszyn elektrycznych (koło zamachowe – OME) może przyczynić się do zakłócenia stabilizacji położenia przestrzennego (dodatkowe momenty giroskopowe o osi głównej nie pokrywającej się z osiami giroskopów stabilizujących. Aby zapewnić niezawodność oraz nie zakłócać pracy układu stabilizacji położenia stacji ISS, jeden zasobnik (koło zamachowe – OME) został „podzielony” na 6 zestawów „mniejszych” kół zamachowych o „pojemności” 3,65 kWh każde. Celem zapewnienia porównywalnej mocy wyjściowej układu zasobnika, jaką zapewnia bateria ogniów akumulatorów, każdy z zespołów (koło zamachowe – OME) będzie osiągał moc wyjściową  $P \sim 5$  kW. Podczas gromadzenia energii w zasobniku w cyklu, dla którego czas następcz-

nienia jest najkrótszy, do wirnika dostarczona będzie moc  $P \sim 3,5$  kW.

### 3. Budowa zespołu zasobnika

Wirnik zaprojektowano przy założeniu, że cały wymagany do gromadzenia energii moment bezwładności  $J$  „generowany” będzie przez kompozytową obręcz. Przy wyznaczaniu jej wymiarów brano pod uwagę ograniczenie maksymalnej dopuszczalnej prędkości obwodowej, która wynika z wytrzymałości zastosowanego materiału. Naprężenia powstałe w cylindrze w wyniku działania siły odśrodkowej są równe:

$$\sigma = \rho R^2 \omega^2 = \rho v^2 \quad (2)$$

gdzie  $\rho$  – gęstość materiału,  $R$  – promień zewnętrzny cylindra,  $\omega$  – prędkość kątowna.

Ponieważ energia właściwa jaka może zostać zmagazynowana w jednostce wirującej masy, jest proporcjonalna do stosunku wytrzymałości na rozciąganie i gęstości materiału, do wykonania obręczy najbardziej optymalnymi wydają się być materiały kompozytowe.

$$E_1 = \frac{\sigma_{dop}}{2\rho} \quad (3)$$

Dostępne na rynku materiały kompozytowe charakteryzują się wytrzymałością na rozciąganie  $\sigma_{dop} > 3000$  MPa przy gęstości  $\rho < 2000$  kg/m<sup>3</sup>, co powoduje, że w projektowanym opracowaniu są one wielokrotnie efektywniejsze niż metale.

Aby energia właściwa zmagazynowana przez koło zamachowe była jak największa, jego masa powinna być rozłożona „po obwodzie”.

$$E_1 = \frac{v}{4} \left[ 1 + \left( \frac{R_w}{R_z} \right)^2 \right] \quad (4)$$

Równanie (4) przedstawia energię właściwą przypadającą na jednostkę masy wirnika dla danego momentu bezwładności, w którym:  $v$  – prędkość obwodowa zewnętrznej obręczy cylindra,  $R_w$ ,  $R_z$  – promień wewnętrzny i zewnętrzny cylindra.

Dla wybranego materiału wymiary cylindra zależą jedynie od przyjętej maksymalnej prędkości kątownej. Z przytoczonych wzorów wynika, że najlepiej, gdyby była ona możliwie mała. Dla dalszej analizy przyjęto wartość prędkości obrotowej koła zamachowego  $n = 59000$  obr/min, ponieważ dla takiej prędkości są dostępne komercyjnie łożyska elektromagnetyczne, zaś założone wymiary cylindra za-

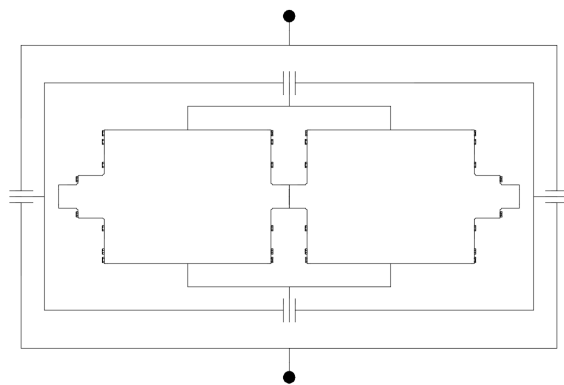
pewniają uzyskanie energii właściwej równej 92% teoretycznej wartości maksymalnej ( $E_1 = \max$  dla  $R_w = R_z$ ). Obliczone średnice cylindra wynoszą odpowiednio  $D_z=418$  mm i  $D_w=184$  mm.

Piasty sprzęgające cylinder z wałem OME zaprojektowano z materiału o większym module sprężystości, aby odkształcały się w mniejszym stopniu od obręczy. Takie rozwiązanie zapewni brak dodatkowych naprężeń w zespole zasobnika, ponad wynikające z przekazywania momentu napędowego. Dzięki dużej prędkości obrotowej moment działający na koło zamachowe jest niewielki, nie przekraczający wartości 2,43 Nm. W projekcie przewidziano połączenie wielowypustowe zapewniające niewielkie naciski powierzchniowe (rzędu kPa), które nie powodują ryzyka uszkodzenia zasobnika.

Na wale umieszczone są także:

- OME służąca jako przetwornik energii,
- dwa zestawy łożysk: elektromagnetyczne i mechaniczne.

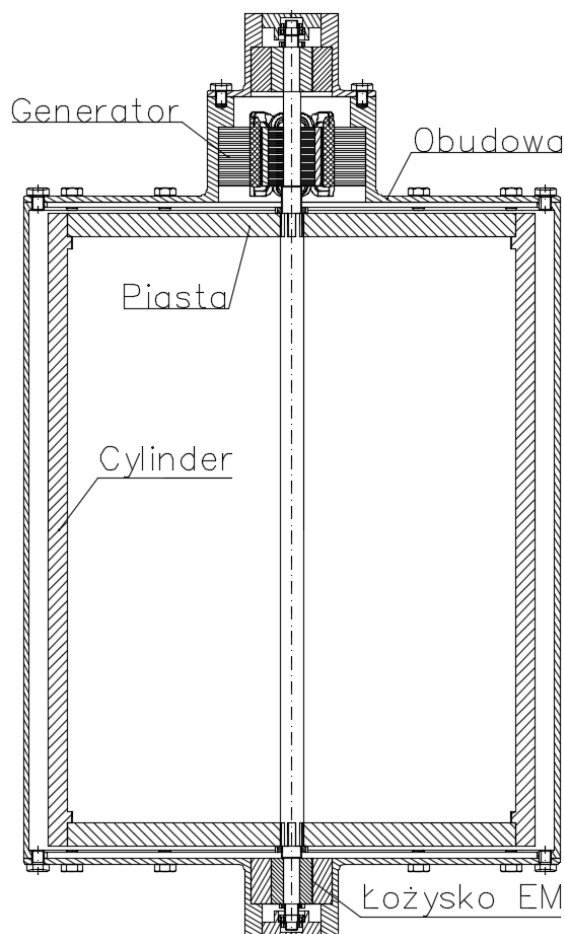
Łożyska elektromagnetyczne mają za zadanie utrzymywać wał napędowy w stałym położeniu podczas normalnej pracy, natomiast łożyska mechaniczne podczas wynoszenia na orbitę oraz w sytuacjach awaryjnych. Istnieje także możliwość „odłączenia” łożysk mechanicznych od napędu, ponieważ dla tak dużych prędkości obrotowych, łożyska te byłyby źródłem znaczących strat momentu napędowego.



Rys. 5. Sposób zamocowania koła zamachowego na pokładzie sztucznego satelity – kropkami oznaczono punkty mocowania

Zasadniczym problemem jest także sposób montażu zasobnika na stacji. Koła zamachowe muszą być dobrane parami i każde z kół tworzących każdą parę, musi obracać się w przeciwnym kierunku. Wytwarzane momenty giroskopowe będą działać przeciwsośnie i obudowa zasobnika nie będzie wprawiana w ruch obro-

towy. Ponadto, aby zminimalizować wpływ momentu giroskopowego, zespół zasobnika musi być zamontowany na przegubach tak, jak przedstawiono na rysunku 5. Dodatkowe przeguby umożliwiają uzyskanie stałego położenia osi wirnika w przestrzeni. Połączenia elektryczne zapewnione będą przez pierścienie ślizgowe, podobnie jak w połączeniu paneli fotowoltaicznych z resztą stacji. Schemat zespołu koła zamachowego przedstawiono na rys. 6.



Rys. 6. Schemat budowy koła zamachowego

#### 4. Budowa generatora

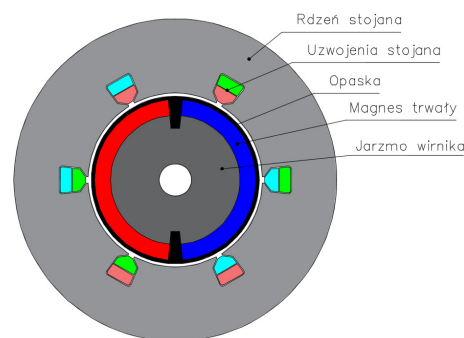
W celu zapewnienia dużej sprawności, minimalnej masy oraz dużej niezawodności działania, jako OME zaproponowano bezszczotkową maszynę elektryczną wzbudzaną magnesami trwałymi (rys. 6). Biorąc pod uwagę stopień złożoności algorytmów sterowania, najbardziej odpowiednim rozwiązaniem będzie zastosowanie maszyny BLDC (alternatywna maszyna o sinusoidalnym rozkładzie strumienia magnetycznego) [2]. Wprawdzie w maszynie BLDC występują większe komutacyjne tętnienia momentu, to w układzie napędowym o dużej iner-

cji, nie spowoduje to zauważalnych wahań prędkości obrotowej.

Ze względu na duże prędkości obrotowe, siły odśrodkowe i naprężenia rozciągające, średnica jarzma wirnika nie może być większa niż 80 mm. Do budowy wirnika należy zastosować specjalną, o dużej wytrzymałości stal magnetycznie miękką (żelazo – kobalt). W celu wyznaczenia dopuszczalnej średnicy rdzenia wykorzystano równanie naprężeń w wirującym wydrążonym krążku o stałej grubości [4].

$$\sigma_{\max} = \frac{3+\nu}{4} \rho R^2 \omega^2 \left[ \frac{1-\nu}{3+\nu} \left( \frac{r}{R} \right)^2 + 1 \right] \quad (5)$$

Zakładając czterokrotny współczynnik bezpieczeństwa przyjęto średnicę rdzenia wirnika równą 40 mm. Zdecydowano, że magnesy trwale znajdować się będą na zewnątrz rdzenia wirnika i utrzymywane będą w miejscach mocowania przez kompozytową opaskę. Ze względu na różnicę gęstości, rdzeń będzie rozszerzał się w wyniku działania siły odśrodkowej bardziej niż opaska. Prowadzić to będzie do tego, że magnesy w takim układzie wytrzymałościowym będą ściskane. Taki stan naprężenia jest korzystniejszy dla magnesów spiekanych o niskiej wytrzymałości na rozciąganie.



Rys. 7. Przekrój maszyny elektrycznej przeznaczonej do współpracy z kołem zamachowym

Obliczenia wymiarów elementów i parametrów elektrycznych generatora przeprowadzono według [3]. Zaprezentowany przez Millera analityczny sposób projektowania maszyn wzbudzanych magnesami trwałymi niesie ze sobą pewne uproszczenia i daje podstawy by twierdzić, że otrzymane wyniki są niedokładne. Dają one jednak punkt wyjścia do obliczeń numerycznych i mogą być wykonane stosunkowo szybko. W obliczeniach punktu pracy magnesu przyjęto, że rdzeń maszyny ma nieskończenie dużą przenikalność magnetyczną. Otrzymana w ten sposób wartość strumienia magnetycz-



nego posłużyła do wyznaczenia ilości zwojów w uzwojeniach stojana OME. Straty w OME obliczono na podstawie prądów i rezystancji uzwojeń oraz średniej indukcji w rdzeniu stojana i charakterystyk strat objętościowych obwodów magnetycznych. Obliczona sprawność układu będzie się zmieniać od 94% przy maksymalnej prędkości obrotowej do 98,5% przy najmniejszej prędkości obrotowej zespołu: koło zamachowe – OME. Przyjęta całkowita sprawność przetwarzania energii wydaje się być możliwa do spełnienia w tego typu maszynie.

## 5. Podsumowanie

Zaprojektowane koło zamachowe ma całkowitą masę równą 36,1 kg. Ponieważ jest ono w stanie zgromadzić energię równą 3,65 kWh, energia właściwa wynosi 101 Wh/kg. Wprawdzie nie uwzględniono w obliczeniach masy wyposażenia elektrycznego współpracującego z zespołem: koło zamachowe – OME oraz elementów montażowych (niezbędnych do zamontowania zasobników do ISS), jednak jest to wynik lepszy niż dotychczasowe rozwiązania komercyjne oferujące rozwiązania o gęstościach energii równych 90 – 120 Wh/kg (wartości wyznaczone tylko dla samej obręczy i piasty) [7]. Analogicznie dla samego wirnika prezentowanej maszyny uzyskano wynik 213 Wh/kg. Jest to wartość około czterokrotnie większa w stosunku do wykorzystywanych powszechnie w misjach kosmicznych akumulatorów niklowo – wodorkowych NiMH (47 Wh/kg). Należy pamiętać przy tym, że głębokość „rozładowania koła” (zmniejszenie prędkości obrotowej) DOD dochodzi do 89% w stosunku do ok. 40% dla baterii akumulatorowych. Powyższe parametry składają się na redukcję masy układu gromadzenia energii. Uwzględniając tylko masy samych zasobników energii bez elementów pomocniczych i konstrukcyjnych, rozwiązanie w postaci koła zamachowego jest około 13 – krotnie lżejsze od równoważnej, ze względu na gromadzoną energię baterii akumulatorów.

Zwiększenie sprawności układu gromadzenia energii wymaga dostarczania mniejszej ilości energii z paneli ogniwo fotowoltaicznych. Pozwala to na redukcję ich powierzchni w przedziale od 5% do 10%. Dla satelitów na niskich orbitach okołoziemskich ma to szczególne znaczenie, ponieważ pozwala zmniejszyć opór czołowy paneli o.f. w szczątkowej atmosferze. Wzrost sprawności oznacza mniejsze straty

w układzie i mniejszą ilość energii cieplnej, którą trzeba „wypromieniować” w przestrzeń kosmiczną za pośrednictwem radiatorów.

## 6. Literatura

- [1]. A. Chrzczonowski, A. Jaroszewicz: „Projekt koncepcyjny słonecznego dynamicznego generatora energii elektrycznej dla Międzynarodowej Stacji Kosmicznej”, PTMTS Mechanika w Lotnictwie ML-XVI 2014, Warszawa 2014, 295-323.
- [2]. S. R. Gurumurthy, V. Agarwal, A. Sharma; „Optimal energy harvesting from a high-speed brushless DC generator-based flywheel energy storage system”, IET Electric Power Applications, 2013, Vol. 7, Iss. 9, pp. 693-700.
- [3]. J. R. Hendershot JR, T. J. E. Miller: „Design of brushless permanent-magnet motors”, Magna Physics Publishing and Clarendon Press, Oxford 1994.
- [4]. A. Chrzczonowski, A. Jaroszewicz: „Wykorzystanie energii słonecznej w technice kosmicznej”, Aktualne kierunki rozwoju energetyki, Wrocław 2012, 181-197.
- [5]. A. Jakubowicz, Z. Orłó: „Wytrzymałość Materiałów”, Wydawnictwo Naukowo Techniczne, Warszawa 1978.
- [6]. E. Messerschmid, R. Bertrand: „Space Stations Systems and Utilization”, Springer-Verlag Berlin Heidelberg 1999, 147-204.
- [7]. M. R. Patel „Spacecraft Power Systems”, CRC Press 2005, 604–639.
- [8]. C. Peat: [www.heavens-above.com](http://www.heavens-above.com), dostęp: 06.02.2014.
- [9]. T. D. Terell; „Czy program lotów promów kosmicznych się opłaca?”, [www.mises.org](http://www.mises.org), 2014, tłumaczenie: Michał Zuławiński.

## Autorzy

Adam Jaroszewicz  
 Politechnika Wrocławska  
 Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej  
 Wyb. Wyspiańskiego 27, 50-370 Wrocław  
[adam.jaroszewicz@pwr.edu.pl](mailto:adam.jaroszewicz@pwr.edu.pl)

Szymon Lipiński, Jan Zawilak  
 Politechnika Wrocławska  
 Katedra Maszyn, Napędów i Pomiarów Elektrycznych  
 ul. Smoluchowskiego 19, 50-372 Wrocław  
[szymon.lipinski@pwr.edu.pl](mailto:szymon.lipinski@pwr.edu.pl)  
[jan.zawilak@pwr.edu.pl](mailto:jan.zawilak@pwr.edu.pl)