

ROZWÓJ EKOLOGICZNYCH SILNIKÓW RAKIETOWYCH NA CIEKŁE MATERIAŁY PĘDNE

WOJCIECH FLORCZUK, DOMINIK KUBLIK, KAMIL SOBCZAK

Instytut Lotnictwa

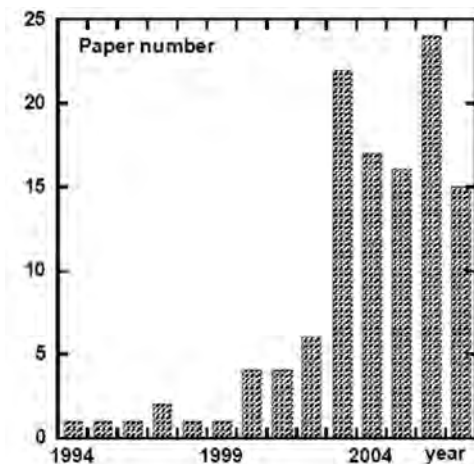
Streszczenie

W artykule zawarto zestawienie i omówienie ekologicznych materiałów pędnych będących obecnie tematem najliczniejszych publikacji w zakresie badań nad ciekłymi raketowymi materiałami pędnymi stanowiącymi realną alternatywę dla obecnie stosowanych mieszanin typu MMH/MON, UDMH/NTO, czy hydrazyna. Należą do nich ADN, HAN, HNF oraz HTP. Dodatkowo, przedstawione zostały programy badań kosmicznych, gdzie jako źródło napędu platform satelitarnych zastosowanie znalazły opisane ekologiczne materiały pędne. Przedstawiono również wyzwania stojące przed konstruktorami pracującymi nad silnikami na ciekłe materiały pędne, a także trendy dotyczące ich przyszłych zastosowań.

Słowa kluczowe: ekologiczne materiały pędne, ADN, HAN, HNF, HTP, silniki raketowe na ciekły materiał pędny, impuls właściwy

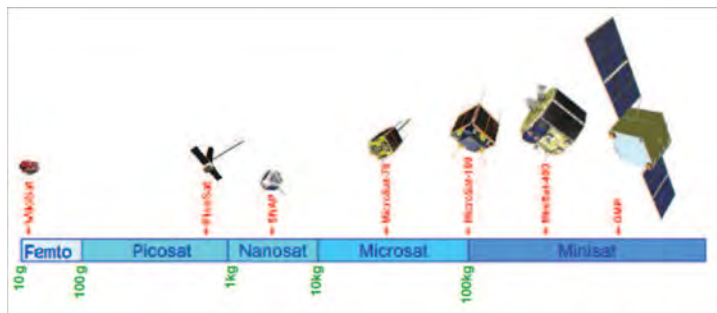
WSTĘP

Silniki raketowe na ciekły materiał pędny stanowią dziś główny napęd kosmicznych raket nośnych oraz platform satelitarnych. Obecnie stosowane LRE (Liquid Rocket Engines) muszą spełniać wiele wymagań związanych przede wszystkim z wysokimi osiągami, stabilnością, trwałością oraz niezawodnością. Do tej pory wymagania te spełniały głównie hipergoliczne materiały pędne, które niestety charakteryzują się bardzo dużą toksycznością i korozyjnością, gwarantując w zamian wysokie osiągi i niezawodną pracę silnika. Powszechnie stosowane mieszanki hipergoliczne zawierające hydrazynę lub jej metylowe pochodne (MMH, UDMH), w połączeniu z agresywnymi utleniaczami typu NTO, MON-1,2,3 oraz WFNA i RFNA, stanowią dziś poważne zagrożenie nie tylko dla środowiska, ale i dla naziemnego personelu technicznego. W 2011 hydrazyna i jej pochodne wpisane zostały, z inicjatywy ECHA (European Chemistry Agency), na listę materiałów rakotwórczych podlegających ograniczonemu obrotowi na terenie UE. Powoduje to rosnące koszty związane z wymaganiami dotyczącymi bezpieczeństwa pracy przy hydrazynie i jej pochodnych, które stanowią coraz większy udział całkowitych kosztów związanych z planowaną misją statku kosmicznego. Z tego powodu od ponad dwóch dekad zauważalny jest wyraźny wzrost zainteresowania środowisk naukowych badaniem nowych, nietoksycznych raketowych materiałów pędnych, powszechnie klasyfikowanych jako „green propellants”. Trend ten jednoznacznie ukazuje liczba publikacji, rysunek 1, które pojawiły się w ostatnich dwóch dekadach.



Rysunek 1. Liczba publikacji naukowych związanych z ekologicznymi materiałami pędnymi, [21]

Równolegle prowadzone są również badania nad nowatorskimi napędami raketowymi, gdzie nowe paliwa i utleniacze mogłyby znaleźć zastosowanie. Dodatkowym impulsem w poszukiwaniu nowych rozwiązań w dziedzinie silników raketowych, głównie na ciekły materiał pędny, jest dynamiczna miniaturyzacja podzespołów elektronicznych wchodzących w skład platform satelitarnych.



Rysunek 2. Podział satelitów ze względu na ich masę, [3].

Przyszłe platformy satelitarne należeć będą do grupy tzw. mikro-satelitów (100-10kg), nano-satelitów (10-1kg), pico-satelitów (1-0.1kg) oraz cube-satów. Będą one tworzyły konstelacje lub klastry składające się z kilkudziesięciu, a nawet kilkuset obiektów, dzięki czemu ich wydajność i możliwości będą podobne do wielkich, kilkutonowych satelitów, a w wielu przypadkach nawet większe [1]. Satelity typu micro- i nano- będą głównymi grupami, w których przyszłe napędy raketowe znajdą zastosowanie. Z tego powodu czynnikiem warunkującym zastosowanie ekologicznych materiałów pędnych będzie przede wszystkim obniżenie kosztów misji, porównywalne osiągi i niezawodność. Szacuje się, że stosowanie nowych materiałów typu „green” może zmniejszyć koszty związane z przygotowaniem danego satelity do wyniesienia na orbitę nawet o 66% [4].

Ciąg, jakim dysponują obecne silniki raketowe na ciekły materiał pędny, mieści się w przedziale od 1N[3] do kilku MN (ciąg silnika RD-170 na poziomie morza był równy 7.55MN) [2]. Część z nich, stosowana na platformach satelitarnych znajdujących się na orbitach GEO (Geo-

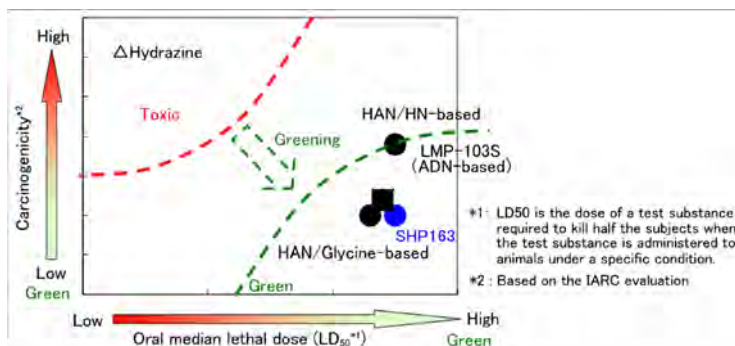
stationary Orbit), pracuje z przerwami nawet przez 15 lat [21]. We wszystkich tych silnikach raketowych stosowane są głównie toksyczne, dwuskładnikowe mieszaniny hipergoliczne typu UDMH/NTO, MMH/MON lub jednoskładnikowe (np. hydrazyna).

CIEKŁE EKOLOGICZNE MATERIAŁY PĘDNE

Termin „liquid green propellants” odnosi się do ciekłych materiałów pędnych, charakteryzujących się przede wszystkim:

- Małą toksycznością, tzn. są to substancje niewymagające stosowania specjalnego osprzętu, np. szczelnego kombinezonu z niezależnym systemem oddychania, nie wykazujące większego zagrożenia w stosunku do personelu technicznego mającego z nimi bezpośredni kontakt
 - Niskim wskaźnikiem skażenia środowiska, tj. segmentu naziemnego (otoczenia wyrzutni startowej, miejsca tankowania oraz testowania) oraz atmosfery
 - Niskimi kosztami związanymi z produkcją, przechowywaniem oraz transportem
 - Wysokimi osiągam, porównywalnymi z obecnie stosowanymi rozwiązaniami
- Wśród wymienionych cech największy nacisk położony jest na punkt pierwszy i ostatni.

Toksyczność materiałów pędnych oznacza się przez określanie dopuszczalnych granic parametrów takich jak LD50 oraz LC50. Parametr LD50 (Lethal Dose), najczęściej podawany w jednostkach [mg/kg], oznacza spożytą dawkę danej substancji, która jest śmiertelna dla 50% badanej populacji. Parametr LC50 (Lethal Concentration) ma podobną definicję z tym, że oznacza dawkę wdychaną. Bezpieczne granice przyjęte dla tych parametrów mają wartości $LD50 > 2000 \text{ mg/kg}$ i $LC50 > 5000 \text{ ppmV}$. Przykładowo, LD50 dla hydrazyny wynosi 60mg/kg, natomiast dla stężonego nadtlenu wodoru 805mg/kg i nie wynika to z jego toksycznej natury, lecz z faktu, że produkty jego rozkładu fizycznie uszkadzają żywą tkankę.



Rysunek 3. Poglądowe znaczenie współczynnika LD50, [13]

Obecnie najczęściej badane i typowane ekologiczne związki chemiczne jako przyszłe, alternatywne materiały pędne, to ciecze jonowe bazujące przede wszystkim na rozpuszczonych w paliwie solach ADN (Ammonium DiNitramide), HAN (Hydroxylammonium Nitrate) oraz HNF (Hydrazinium nitroformate). Inne, równie obiecujące związki typu „green”, to nadtlenek wodoru klasy HTP (High Test Peroxide – np. nadtlenek wodoru 98%), w połączeniu z paliwami promowanymi katalitycznie lub inherentnie z nim reaktywnymi. Są to związki względnie nietoksyczne dla personelu technicznego i środowiska. Poza tym wiele z nich charakteryzuje się osiągam wyższymi od mieszanki MMH/NTO - nawet o 10% [5].

Dinitroamid amonowy (ADN) jest związkiem nieorganicznym o konsystencji ciała stałego w kolorze białym. Jest to silnie higroskopijna sól, podobnie jak azotan amonu. Pierwszy raz została zsyntetyzowana w 1978 w ZSRR, ale także niezależnie w 1988 w USA. Związek ten stosowany jest obecnie jako utleniacz w niektórych stałych rakietowych materiałach pędnych (tzw. High Power), dając przy tym osiągi nieznacznie większe od nadchloranu amonu (AP) [7]. Sól ta bardzo dobrze rozpuszcza się w rozpuszczalnikach polarnych co sprawia, że może być stosowana jako roztwór z różnymi paliwami, tworząc homogeniczny, ciekły materiał pędny. Ciekłe materiały pędne bazujące na ADN to: FLP-106 i LMP-103s.



Rysunek 4. Materiał pędny typu FLP-106, [6]

Pierwszy z nich to kompozycja składająca się z ADN-u (64.6%), wody (23.9%) i metanolu (11.5%) [5]. Opracowana została przez FOI (Swedish Defense Research Agency). Drugi natomiast, opracowany przez ECAPS, to mieszanina ADN-u (60-65%), wody (9-22%), metanolu (15-20%) i amoniaku (3-6%) [7]. Zarówno FLP-106, jak i LMP-103s potrzebują układów zapłonowych lub wstępnie podgrzanych łoż katalitycznych. Temperatura spalania tych związków, w zakresie 800-900°C nie pozwala na zastosowanie katalizatorów typu Shell 405 [7], które z powodzeniem stosowane są dla hydrazyny, gdyż jest zbyt wysoka. Jednakże temperatura zapłonu tych cieczy jest relatywnie niska (200-250°C) [7], co ułatwia zastosowanie konwencjonalnych rozwiązań zapłonowych, typu wyładowanie elektryczne, czy też drut oporowy [8]. Możliwe jest również stosowanie katalizatorów, po wcześniejszym podgrzaniu ich do temperatury rzędu 200°C [12]. Obecnie oba te związki z powodzeniem stosowane są w silnikach rakietowych na jednoskładnikowy materiał pędny, gwarantując przy tym impuls właściwy większy od hydrazyny o 12%, a gęstościowy impuls większy nawet o 60% [7].

Kolejnym, równie intensywnie badanym związkiem jest HAN, tj. azotan hydroksyloaminy. Jest to sól powstała w wyniku reakcji chemicznej pomiędzy hydroksylaminą i kwasem azotowym. Podobnie jak poprzedni związek, jest silnie higroskopijną solą, a zatem dobrze rozpuszczalną w cieczach polarnych jak woda, alkohole, itp. Bilans tlenowy w cząsteczce HAN wynosi 33.3% co sprawia, że jest również bardzo dobrym utleniaczem paliw stałych [9]. HAN jako ciekły materiał pędny występuje pod nazwą AF-M315E. Jest to mieszanina HAN-u (55%), wody (33%) i metanolu (12%) [13]. Podobnie jak hydrazyna, HAN rozkłada się katalitycznie w kontakcie z metalami szlachetnymi jak platyna, rod, iryd. AF-M315E w wyniku katalitycznego rozkładu charakteryzuje się impulsem właściwym o 15% większym od hydrazyny, natomiast impuls gęstościowy jest większy, aż o 50% [10]. Jednakże katalizatory jego rozkładu muszą poddawane być wcześniejszemu rozgrzaniu oraz odznaczać się bardzo wysoką odpornością termiczną.



Rysunek 5. Materiał pędny AF-M315E w trakcie badań, [11]

HNF (Hydrazinium nitroformate) jest kolejnym wydajnym utleniaczem o bilansie tlenowym równym 13.1% [13]. Początkowo przeznaczony był jako zamiennik nadchloranu amonu, ale po intensywnych badaniach okazało się, że może znaleźć zastosowanie jako materiał pędny silników raketowych typu „monopropellant”. Jest to sól składająca się z kationu hydrazyny ($N_2H_5^+$) i anionu trinitrometanu ($C(NO_2)_3^-$), która w połączeniu z wodą w ilości 44% (HNF-u) tworzy wydajny homogeniczny materiał pędny o impulsie właściwym rzędu 260 s [14]. HNF ulega rozkładowi katalitycznemu w wyniku kontaktu z katalizatorem w postaci platyny, rodu i palladu osadzonych na nośniku ceramicznym [14]. Jego produkty rozkładu stanowią głównie bezpieczne dla człowieka gazy, takie jak N_2 , NO, N_2O , CO_2 oraz śladowe ilości CO i NO_2 . Niemniej jednak informacji na jego temat, jego zastosowań oraz stanu obecnych badań jest relatywnie niewiele. Być może jest to spowodowane jego niestabilnością chemiczną, która może stwarzać pewne zagrożenia podczas badań lub ze względu na koszty związane z jego syntezą.

Ostatnim najbardziej obiecującym, ekologicznym materiałem pędnym jest nadtlenek wodoru klasy HTP. Utleniacz ten w połączeniu z paliwami węglowodorowymi promowanymi związkami katalitycznymi w postaci rozpuszczonych w nich soli metali przejściowych, czy też wodorokami, borowodorkami i borowodorkami lekkich metali, stanowi silną alternatywę dla obecnie używanych toksycznych związków. Dodatkowe cechy, takie jak samozapłonowość wspomnianych związków z HTP oraz ich wysokie osiągi stawiają HTP w czołówce utleniaczy o szerokim spektrum zastosowania w przyszłych napędach kosmicznych. Nadtlenek wodoru jest głównym utleniaczem stosowanym w Zakładzie Technologii Kosmicznych do badań nowych silników raketowych, zarówno na ciekły, jak i hybrydowy materiał pędny.

Nową grupą związków chemicznych wartą wspomnienia, które również stanowią potencjalną alternatywę dla hydrazyny i jej pochodnych, są tzw. silany. Są to związki strukturalnie podobne do węglowodorów, z tym, że atom węgla jest zastąpiony atomem krzemu. Największą różnicą pomiędzy silanami, a alkanami jest ich entalpia tworzenia. Wzór strukturalny silanów ma postać Si_nH_{2n} . Począwszy od najprostszego silanu, SiH_4 , każdy kolejny tworzony jest przez dodanie grupy SiH_2 , co zwiększa entalpię powstałego związku o +40 kJ/mol [15] - w przeciwieństwie do alkanów, których grupa CH_2 zmniejsza entalpię o -20 kJ/mol. Obliczenia teoretyczne wskazują, że paliwa te w połączeniu z HTP osiągają impulsy właściwe rzędu 340 s (rysunek 4), co plasowałoby je pod względem osiągnięć na pierwszym miejscu wśród kandydatów będących na liście raketowych materiałów pędnych typu „green”.

Tabela 1. Właściwości fizyczne ekologicznych materiałów pędnych

	Hydrazyna	Ekologiczne materiały pędne					HNF	HTP (H ₂ O ₂)
		Oparte o HAN			Oparte o ADN			
		LP1846 ¹	SHP ²	LTHG ³	LMP-103S ⁴	FLP-106 ⁵		
Temperatura topnienia [°C]	2	-100	<-30	-35	-7	0	N/A	-6
Gęstość [g/cm ³]	1	1.4	1.4	1.3	1.24	1.36	1.4	1.46
Impuls właściwy [s]	239	262	276	191	252	259	260	182
Gęstościowy impuls właściwy [g/cm ³ ·s]	241	376	396	254	312	353	354	256
Temperatura spalania/rozkładu [K]	1183	2171	2401	1251	2054	1880	2218	1154

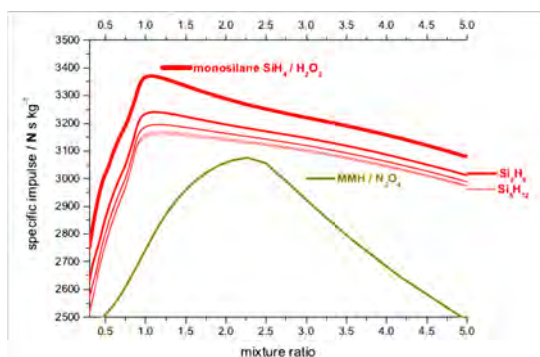
¹Mieszanina HAN, TEAN i wody

²Mieszanina HAN, azotanu amonu, wody i metanolu

³Mieszanina HAN, glicyny i wody

⁴Mieszanina ADN, wody i metanolu

⁵Mieszanina ADN, wody, metanolu i amoniaku



Rysunek 6. Teoretyczne osiągi silników z HTP, [15]

PROJEKTOWANIE SILNIKÓW RAKIETOWYCH

Podstawowym kryterium przy projektowaniu silników raketowych jest profil misji, do jakiej dana konstrukcja ma być wykorzystana. Założenia misji mogą drastycznie różnić się od siebie - wymagania stawiane silnikom napędzającym pierwsze stopnie raket kosmicznych będą odmienne od tych dotyczących silników mających pracować na platformach satelitarnych. Pomijając wymagania dotyczące ciągu, które w oczywisty sposób rzutują na rozmiary silnika, czy tryb dostarczania świeżej mieszanki do komory spalania (duże przepływy wymagają stosowania turbopomp, mniejsze wywoływane mogą być przez użycie sprężonego gazu), w przeciwieństwie do dużych silników startowych raket kosmicznych, jednostki pracujące na platformach satelitarnych charakteryzować się muszą przede wszystkim niemal natychmiastowym, powtarzalnym zapłonem. Wymaganie to w drastyczny sposób zawęży zbiór materiałów pędnych, z których wybór odpowiedniego jest pierwszym krokiem w procesie projektowania silnika. Wybór ten podyktowany jest nie tylko potencjalnymi osiąganiami danej mieszanki, ale również zdolnością do hipergolicznego zapłonu jej składników, możliwością ich długoterminowego przechowywania, względami finansowymi, bezpieczeństwa, czy wreszcie

ekologii. Te ostatnie zagadnienia zyskały obecnie na popularności i wyznaczają trendy w dziedzinie technik raketowych.

Nowatorskie materiały pędne potrzebują adekwatnych rozwiązań technicznych. Oprócz podstawowych, występujących w klasycznych silnikach elementów, silniki wykorzystujące zjawisko samoczynnego zapłonu wyposażone być muszą w komorę katalityczną, która umożliwi rozkład substancji (paliwa lub utleniacza), przy jednoczesnym wydzieleniu ciepła. Dzięki temu zabiegowi, do komory spalania dociera składnik materiału pędnego o temperaturze przekraczającej temperaturę samozapłonu, co pozwala zapoczątkować przebieg reakcji chemicznych. Głównym wyzwaniem stojącym przed badaczami i konstruktorami jest więc zaprojektowanie efektywnie pracującej komory katalitycznej - wiąże się to nie tylko z zagadnieniami inżynierskimi, ale również opracowaniem i przebadaniem odpowiednich materiałów (katalizatorów). Mimo iż komory katalityczne wykorzystywane były w silnikach raketowych m.in. jako generatory gazu (np. H_2O_2 do napędu turbopomp) wymagania im stawiane zostały zmienione, a ich praca optymalizowana jest poprzez wykorzystywanie bardziej efektywnych katalizatorów, nośników tychże, czy geometrii samej komory. Wyzwania dotyczące pozostałych elementów silnika pozostają niezmiennie od szeregu lat i opisane zostały m.in. przez Suttona [22].

Pozytywne zakończenie prac nad demonstratorem technologii wynika z osiągnięcia założonych wskaźników sukcesu. W przypadku prac prowadzonych w Centrum Technologii Kosmicznych nad silnikiem wykorzystującym wysokostężony nadtlenuk wodoru są to:

- impuls właściwy większy od 90% impulsu obliczeniowego przy czasie pracy 10s
- stabilność ciągu/ciśnienia w komorze spalania w czasie (<5%)
- zgodność metod obliczeniowych z doświadczeniem umożliwiającą pewność obliczeń przyszłych konstrukcji
- powtarzalność wyników w kolejnych próbach na poziomie 2%

ZASTOSOWANIE EKOLOGICZNYCH RAKIETOWYCH MATERIAŁÓW PĘDNYCH

Rozwój technologii silników raketowych na „ekologiczny” ciekły materiał pędny jest obecnie w fazie dynamicznego rozwoju. Jeszcze dekadę temu technologie te były na poziomie TRL<3, a obecnie niektóre z nich montowane są już na satelitach w systemach ACS [10,16], a ich TRL=9 [10]. W 2010 roku na orbitę LEO wyniesione zostały dwie satelity o nazwie Tango i Mango w ramach projektu PRISMA realizowanego przez SSC (Swedish Space Corporation). Na pokładzie obu satelitów, tworzących konstelację, zamontowane zostały silniki raketowe na jednoskładnikowy materiał pędny typu LMP-103s o ciągu 1N. Napęd ten, wykorzystujący ekologiczny materiał pędny zintegrowany został z układem ACS bazującym na silnikach zasilanych hydrazyną. Jednym z głównych celów tego projektu było przetestowanie w przestrzeni kosmicznej pierwszego od ponad 50 lat napędu raketowego zasilanego ekologicznym materiałem pędnym. Jest to wielki krok w drodze do wyeliminowania obecnie używanych toksycznych związków chemicznych.

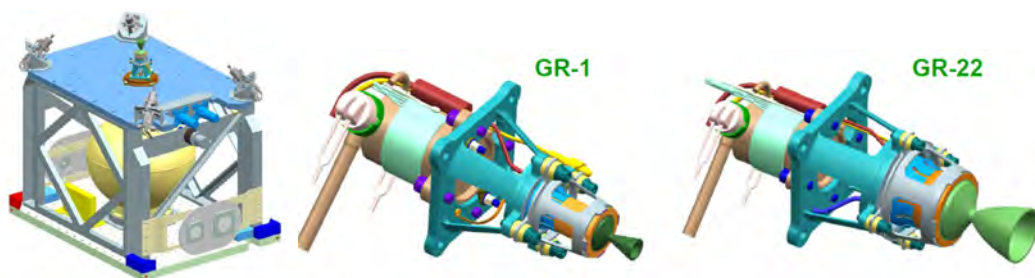
Kolejną planowaną misją, w której będą brały udział platformy satelitarne wykorzystujące silniki raketowe zasilane ekologicznym materiałem pędnym jest GPIM (Green Propellant Infusion Mission). Misja ta planowana jest na rok 2015 [10]. Materiałem pędnym używanym w czasie misji będzie AF-M315E, którego bazą jest HAN (azotan hydroksyloaminy) [10].

Oprócz wymienionych powyżej raketowych silników korekcyjnych na jednoskładnikowy materiał pędny, na rynku oferowane są również rozwiązania o TRL>5 dla silników zasilanych dwuskładnikowym materiałem pędnym. Jednym z nich jest „bipropellant” zasilany nadtlenukiem wodoru klasy HTP oraz naftą, rysunek 9. Praca tego silnika opiera się na koncepcji wstępnego rozkładu HTP na łożu katalitycznym, a następnie wtrysku paro-gazu do komory spalania

gdzie mieszając się z paliwem, tworzone są warunki do tzw. quasi-hipergolicznego zapłonu. Analiza literatury i własne doświadczenia zdobyte w Zakładzie Technologii Kosmicznych pozwalają stwierdzić, że układy oparte o ten tryb pracy wymagają optymalizacji konstrukcji pod względem zwiększenia ich sprawności, jednocześnie redukując masę poprzez zastosowanie wydajniejszych źródeł katalitycznych i kompozytowych materiałów konstrukcyjnych.



Rysunek 7. Napęd satelity Tango i Mango programu PRISMA, [17]



Rysunek 8. Satelita GPIM i jego silniki korekcyjne GR1(1N) i GR22(22N), [10]



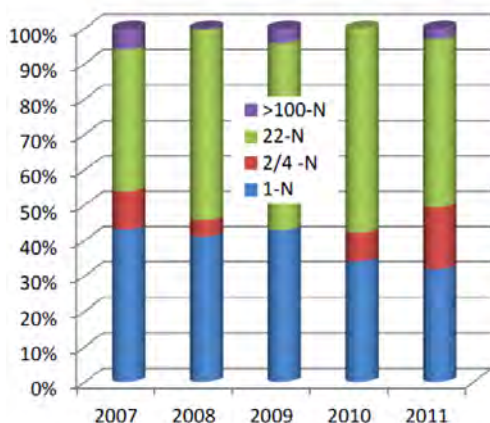
Rysunek 9. Silnik rakietowy na (a) dwuskładnikowy materiał pędny typu HTP/Nafta, [18] oraz (b) jednoskładnikowy typu HTP, [19]

WNIOSKI

Rozwój silników raketowych na ciekły materiał pędny uwarunkowany będzie głównie wielkością zapotrzebowania na tego typu napędy. W przeciągu ostatnich 50 lat wyniesiono na orbitę okołozemską ponad 860 mikro-satelitów (10-100kg) oraz 680 nano-satelitów (1-10kg) [20]. Zakładając, że każdy z nich potrzebuje przynajmniej 7 silników korekcyjnych, tj. 6 dla kontroli satelity w trzech płaszczyznach i jeden do zmiany orbity, łatwo jest obliczyć jak wielkie może być zapotrzebowanie na tego typu napędy, zwłaszcza, że obserwuje się ciągły wzrost ilości wynoszonych satelitów ze względu na rosnące potrzeby oraz zmniejszenie kosztów.

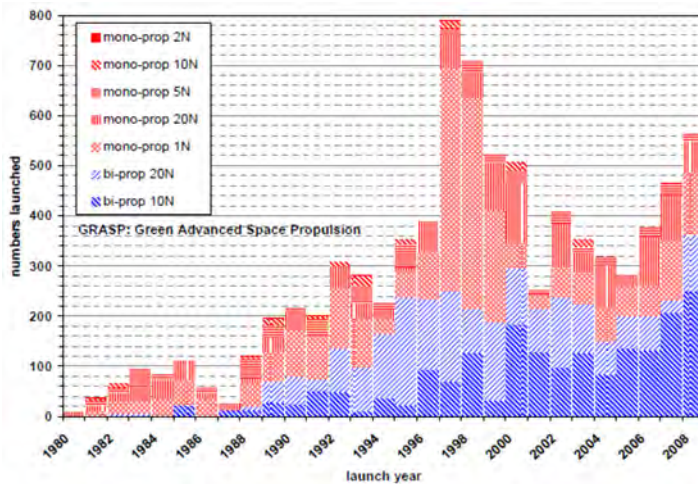
W ostatniej dekadzie zauważalny stał się udział procentowy małych silników raketowych na ciekły materiał pędny, stosowanych głównie w mikro-satelitach. Największe zapotrzebowanie dotyczy silników o ciągu do 1N i 22N. Silniki o ciągu powyżej 100 N, tzw. „apogee engine” stosowane są głównie do zmiany orbity mały satelitów, a ich udział w ostatniej dekadzie nie przekraczał 10% rynku, rysunek 10.

Analizując ilość wykorzystanych silników korekcyjnych w ostatnich 30 latach można wywnioskować, że popyt na tego typu napędy będzie dynamicznie rósł. Zakładając stały wzrost liczby wynoszonych satelitów, można stwierdzić, że w najbliższych latach zapotrzebowanie na silniki korekcyjne zarówno na jedno, jak i dwuskładnikowy materiał pędny, przekroczy 1000 sztuk rocznie [21].



Rysunek 10. Udział procentowy małych silników raketowych na ciekły materiał pędny w misjach kosmicznych, [9]

Przyjmując, że redukcja kosztów związanych z misją platformy satelitarnej przy zastosowaniu ekologicznych materiałów pędnych mogłaby wynosić nawet 66% [4], to pozwoliłoby to zaoszczędzić środki rzędu miliardów dolarów rocznie. Argumenty te jednoznacznie wskazują, że badania nad nowymi, alternatywnymi materiałami pędny są bardzo opłacalne i stanowią one jeden z głównych kierunków rozwoju technologii kosmicznych. Kierunki te są priorytetem w obecnych programach operacyjnych jak Horizon 2020, FLPP, czy też konkursy finansowane w ramach współpracy z ESA. Z tego powodu Zakład Technologii Kosmicznych prowadzi intensywne prace badawcze nad opracowywaniem demonstratorów technologii nowych, ekologicznych napędów kosmicznych - zarówno w ramach prac statutowych, jak i współpracy międzynarodowej (w projektach HYPEROX z ESA/PECS, czy też PULCHER z FP7 SPACE).



Rysunek 11. Liczba silników korekcyjnych wyniesionych na orbitę w ostatnim 30-leciu, [21]

BIBLIOGRAFIA

- [1] Henry Helvajian, Siegfried W. Janson: „*Small Satellites: Past, Present, and Future*”, ISBN 978-1-884989-22-3
- [2] <http://pl.wikipedia.org/wiki/RD-170>
- [3] Joshua Tristanchio: „*Implementation of a femto-satellite and a mini-launcher*”, Universitat Politecnica de Catalunya, May 2010
- [4] Tore Brinck: „*Green Energetic Materials*”
- [5] Anders Larsson, Niklas Wingborg, Mattias Elfsberg, Patrik Appelgren: „*Characterization and electrical ignition of AND-based liquid monopropellants*”, FOI, Technical Report ISSN 160-1942, Maj 2005
- [6] „*Institute of Space Propulsion Lampoldshausen*”, DLR Status Report, 2011
- [7] Anders Larsson, Niklas Wingborg: „*Green Propellants Based on Ammonium Dinitramide*”, FOI, Sweden
- [8] Anders Larsson, Niklas Wingborg, Mattias Elfsberg, Patrik Appelgren: „*Electrical ignition of new environmental friendly propellants for rockets and spacecrafts*”, FOI – Swedish Defence Research Agency, Weapons and Protection Division, Sweden
- [9] Charlie Oommen, Santhosh Rajaraman, Arun Chandru, R. Rajeev: „*Catalytic Decomposition of Hydroxylammonium Nitrate Monopropellant*”
- [10] Ronald A. Spores, Robert Masse, Scott Kimbrel: „*GPIM AF-M315E Propulsion System, Aerojet Rocketdyne*”, Redmond, AIAA 2013
- [11] Frank Moring: „*Non-toxic satellite propulsion gaining ground*”, Aviation Week & Space Technology, 22 July 2013
- [12] Steven Paul Berg: „*Design and development of ionic liquid dual -mode spacecraft propellants*”, Missouri University of Science and Technology, Master of Science in Aerospace Engineering
- [13] Fahrat Kamal, Batonneau Yann, Brahmî Rachid, Kappenstein Charles: „*Application of Ionic Liquids to Space Propulsion*”, University of Poitiers, Laboratory of Catalysis, LACCO, Poitiers, France

- [14] Nobuhiko Tanaka¹, Tetsuya Matsuo¹, Katsumi Furukawa¹, Mitsuru Nishida², Shiegonori Suemori², Akinori Yasutake²: „The Greening of Spacecraft Reaction Control Systems”, ¹Maritime & Space Systems Department, ²Nagasaki Research & Development Center,
- [15] B. Hidding¹, M. Pfitzner², D. Simone³, C. Bruno⁴: „Silanes/H₂O₂ Bipropellant System and Spin-Off Applications”, ¹Heinrich-Heine-University at Dusseldorf, Institute for Laser - and Plasma Physics, 40225 Dusseldorf, Germany; ²University at der Bundeswehr Munchen, Aerospace Technology Department, 85577 Neubiberg, Germany; ³University of Rome "La Sapienza", Department of Mechanics and Aeronautics, 00185 Rome, Italy
- [16] K. Anflo, G. Bergman, T. Hasanof, L. Kuzavas, P. Thormahlen, B. Astrand: „*Fligh demonstration of new thruster and green propellant technology on the PRISMA satellite*”, Sweden, ECAPS
- [17] <http://smsc.cnes.fr/PRISMA/>
- [18] Mark Ventura: „*The Lowest Cost Rocket Propulsion System*”, General Kinetics Inc., Huntington Beach, AIAA 2006
- [19] Eric J. Wernimont: „*System Trade Parameter Comparison of Monopropellants: Hydrogen Peroxide vs Hydrazine and Others*”, General Kinetics Inc., Huntington Beach, AIAA 2006
- [20] <http://www.aerospace.org/publications/books-by-aerospace/small-satellites-past-present-and-future/>
- [21] A. Woschnak, M. Muszynski, J. Riccius: „*Market Analysis and Requirement Review*”, GRASP FP7 Space, Project Report
- [22] Sutton, O. Biblarz.: „*Rocket Propulsion Elements, 8th edition*”, Wiley and Sons, USA, 2010

DEVELOPMENT OF LIQUID GREEN PROPELLANT ROCKET ENGINES

Abstract

This article contains the survey of the non-toxic, environment friendly and low cost, green propellants being intensively investigated by the space propulsion communities. These propellants represent compounds with the highest potential to be used as an alternatives for the mixture of MMH/MON, UDMH/NTO or hydrazine in monopropellant propulsion. They include ADN, HAN, HNF and HTP. Additionally, the newest space missions with the utilization of the green propellants in their ACS (Attitude Control Systems) were described. The new challenges for the design and determination of the current trends in the field of development of the liquid rocket engines are also included.

Keywords: green propellants, ADN, HAN, HNF, HTP, liquid rocket engines, specific impulse