

# ROZWÓJ I ZASTOSOWANIE RAKIETOWYCH NAPĘDÓW HYBRYDOWYCH

**Paweł Surmacz, Grzegorz Rarata**

Instytut Lotnictwa

## **Streszczenie**

*Współczesny intensywny rozwój oraz wykorzystanie technik satelitarnych stawiają przed napędem raketowym coraz większe wymagania. Jednym z najważniejszych jest dążenie do ograniczenia kosztów transportu kosmicznego, w przeliczeniu na 1 kilogram ładunku. Nie tylko rakiety kosmiczne wykorzystują silniki raketowe. Ich zastosowanie obejmuje również korektę i transfer orbity sztucznych satelitów, napęd sond kosmicznych, pojazdów księżycowych i międzyplanetarnych, a także lądowników. Uwagę zwraca nowa dziedzina transportu, zwana turystyką kosmiczną. Wszystkie wymienione obszary wymagają zastosowania różnych rodzajów i wielkości (impulsów całkowitych) napędów raketowych.*

*Upowszechnienie dostępu do przestrzeni kosmicznej wymaga redukcji kosztów rozwoju, produkcji i eksploatacji systemów transportu, przy zachowaniu wysokiego poziomu bezpieczeństwa. Od stosowanych materiałów pędnych wymaga się wysokich osiągnięć, bezpiecznego i długotrwałego przechowywania, a także minimalnego wpływu produktów spalania na środowisko naturalne. Wymagania odnośnie silników raketowych coraz częściej obejmują możliwość sterowania wartością ciągu oraz zdolność do wielokrotnego uruchomienia. Atrybuty te generalnie nie mają zastosowania w odniesieniu do tanich i prostych w budowie napędów raketowych na stały materiał pędny. Natomiast silniki na materiał ciekły, pomimo znacznie szerszych możliwości zastosowania, charakteryzuje złożona budowa i związany z tym wysoki koszt rozwoju, produkcji i eksploatacji.*

*W określonych segmentach transportu kosmicznego rozważa się wykorzystanie napędu hybrydowego. Do zastosowań tych należą małe i średnie satelity (transfer i korekta orbit), lądowniki księżycowe i planetarne oraz samoloty do turystyki kosmicznej. Część z wymienionych potencjalnych zastosowań silników hybrydowych została sprawdzona i zyskała aprobatę do dalszych działań rozwojowych. Podstawowym kryterium stosowania tego typu napędu raketowego są: prostota, bezpieczeństwo pracy, możliwość restartowania i sterowania siłą ciągu. Materiały pędne dla silników hybrydowych są najczęściej łatwo przechowywalne i nietoksyczne. Co więcej, wstępne odseparowanie paliwa i utleniacza, znajdujących się podczas składowania w różnych fazach, istotnie wpływa na bezpieczeństwo przechowywania i transportu. Wszystkie te aspekty kwalifikują napęd hybrydowy do wykorzystania w określonej grupie zastosowań.*

## **Spis oznaczeń:**

$r$  – prędkość spalania stałego paliwa

$a, n, m$  – współczynniki balistyczne

$G$  – masowe natężenie przepływu utleniacza na jednostkę pola powierzchni kanału  
 $x$  – długość kanału  
 $m_p, m_k$  – masa paliwa odpowiednio przed i po wykonaniu doświadczenia  
 $\Delta t$  – czas działania silnika liczony od chwili zapłonu do momentu odcięcia dopływu utleniacza  
 $\rho$  – gęstość paliwa  
 $A_r$  – średnia powierzchnia, na której odbywa się rozkład paliwa

## 1. RAKIETOWY SILNIK HYBRYDOWY JAKO SYSTEM

Silnik hybrydowy, w odróżnieniu od pozostałych napędów raketowych, wykorzystuje materiały pędne, przechowywane w różnych fazach. Generalnie stosuje się stałe paliwo oraz ciekły utleniacz. Paliwo, najczęściej polimer, znajduje się w kasecie, będącej jednocześnie komorą spalania silnika. Przyjmuje kształt pierścienia lub gwiazdy, w zależności od wymaganego poziomu ciągu. Wewnętrzna powierzchnia paliwa, w wyniku dostarczania strumienia ciepła na drodze konwekcji i radiacji, ulega odparowaniu. Utleniacz dociera do komory poprzez głowicę wtryskową. Warto zaznaczyć, że wtrysk tylko jednej cieczy znacznie upraszcza konstrukcję głowicy wtryskowej w porównaniu do silników na ciekły dwuskładnikowy materiał pędny. Proces tworzenia mieszanki palnej oraz spalania odbywa się w otoczeniu powierzchni wewnętrznej paliwa. Schemat budowy silnika oraz mechanizm spalania przedstawia rysunek 1.

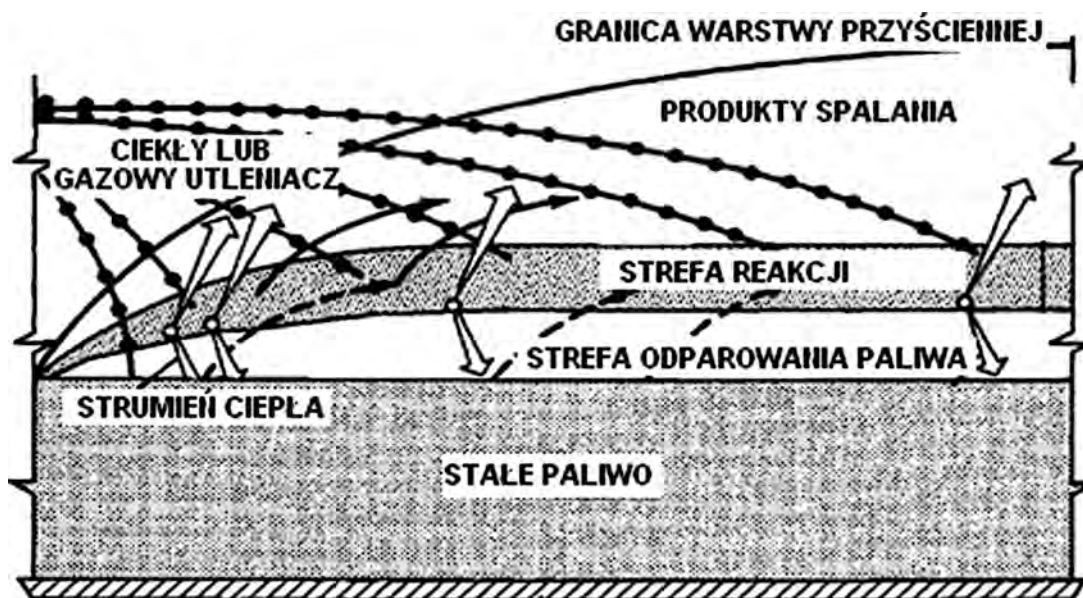
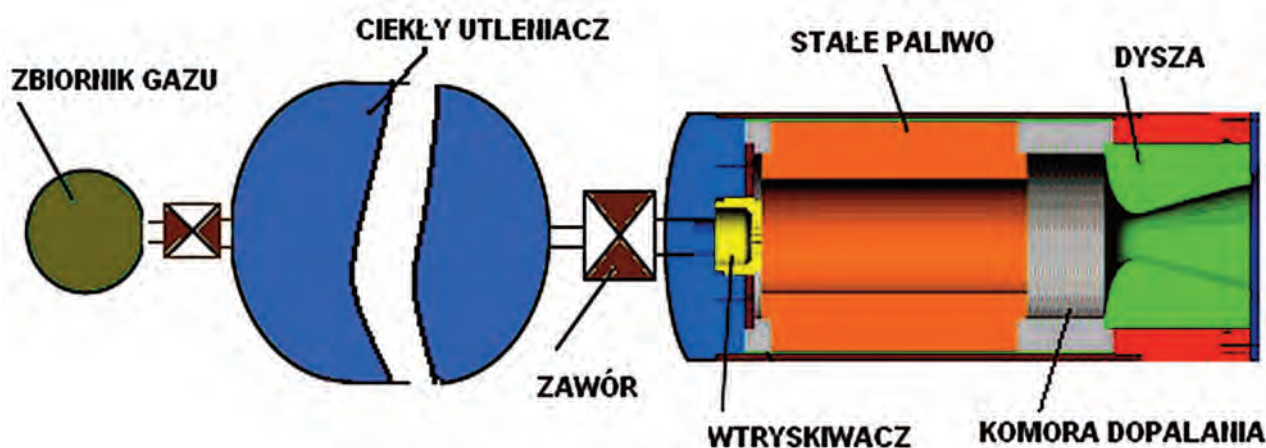
Silniki hybrydowe, ze względu na charakter procesu tworzenia mieszanki oraz spalania, wymagają obecności komory, w której zachodzi dopalanie materiału pędnego. Często stosuje się również komorę wstępną, przeznaczoną do odparowania ciekłego utleniacza. Zamiana entalpii produktów spalania na energię kinetyczną zachodzi w dyszy zbieżno-rozbieżnej. Dostarczanie utleniacza jest zrealizowane za pomocą nadciśnieniowego lub turbopompowego systemu zasilania.

## 2. HYBRYDOWE MATERIAŁY PĘDNE

Pierwszym historycznie zastosowanym paliwem hybrydowym była półpłynna benzyna, zżelowana za pomocą kalafonii. We wczesnych pracach nad silnikami hybrydowymi wykorzystywano również węgiel i drewno (twarde oraz zmielone z niewielkim dodatkiem smoły i azotanu potasu). Wraz z rozwojem przemysłu chemicznego zaczęto stosować paliwa na bazie polimerów: polietylenu oraz plexiglasu. Najpowszechniej stosowanym paliwem polimerowym jest polibutadien HTPB – syntetyczna guma o doskonałych do zastosowań raketowych właściwościach mechanicznych. HTPB jest również powszechnie wykorzystywany w roli lepiszcza w stałych kompozytowych materiałach pędnych. Osiągi wybranych hybrydowych materiałów pędnych oraz porównanie z najpowszechniej stosowanymi ciekłymi i stałymi materiałami pędnymi przedstawia tabela 1.

Paliwa hybrydowe, w celu poprawy osiągnięć, mogą zawierać dodatek glinu. Pył aluminiowy o średnicy kilka – kilkadziesiąt mikrometrów umożliwia również zwiększenie prędkości spalania stałego paliwa. Stosowane mogą być również inne dodatki: katalizatory, plastyfikatory, stabilizatory.

Do paliw hybrydowych należą także węglowodory. Paliwa, takie jak benzyna, będące w warunkach normalnych w stanie ciekłym, schłodzone poniżej temperatury krzepnięcia mogą zostać użyte w silnikach hybrydowych. Możliwe jest w ten sposób osiągnięcie znacznie większych niż przeciętnie prędkości spalania. Takie rozwiązanie jednak znacznie komplikuje proces przechowywania rakiet. Spośród węglowodorów rozważa się również parafinę, jako paliwo hybrydowe. Efekt jest zbliżony do zamrożonych lekkich węglowodorów. Ponadto parafina w warunkach normalnych zachowuje stan stały.



Rys. 1. Schemat budowy raketowego silnika hybrydowego oraz mechanizm procesu spalania

Najpowszechniej wykorzystywanym ciekłym raketowym utleniaczem, mającym zastosowanie również w silnikach hybrydowych, jest ciekły tlen. Umożliwia on uzyskanie wysokich osiągnięć – przy paliwie HTPB możliwy do uzyskania impuls właściwy wynosi 3450 m/s. Jednak ciekły tlen w zastosowaniach hybrydowych posiada szereg wad. Do zapłonu potrzebny jest ładunek pirotechniczny – raz zużyty uniemożliwia ponowne uruchomienie silnika w czasie misji. Alternatywą jest zapłon gazowy, który jednak komplikuje system. Ponadto ciekły tlen wymaga całkowitego odparowania przed stworzeniem mieszaniny. Z doświadczeń wynika, że niecałkowite odparowanie powoduje nasilenie niskoczęstotliwościowych niestabilności procesu spalania.

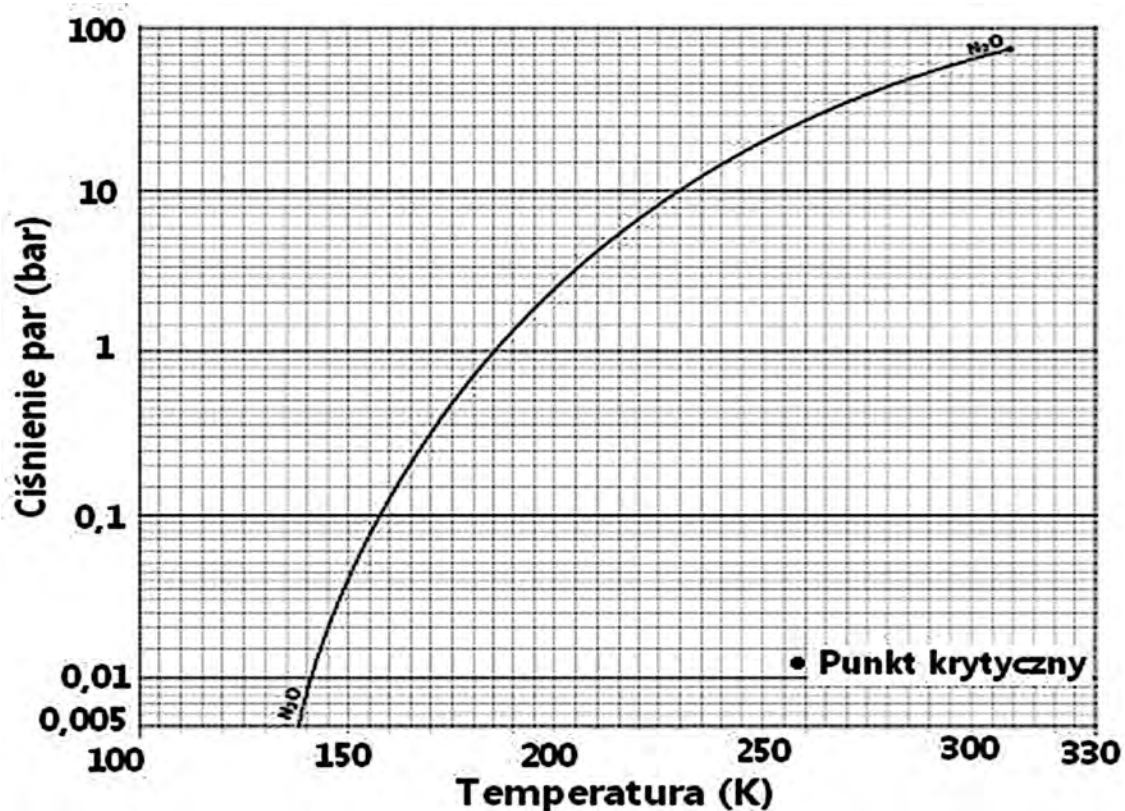
Alternatywą dla ciekłego tlenu jest podtlenek azotu ( $N_2O$ ). Podobnie jak ciekły tlen, jest cieczą kriogeniczną. Jednak temperatura krytyczna, wynosząca  $36,6^{\circ}C$ , pozwala przechowywać podtlenek azotu w stanie ciekłym w temperaturze otoczenia. Dla  $20^{\circ}C$  ciśnienie par  $N_2O$  wynosi 5,85 MPa. Cecha ta pozwala na wyeliminowanie dodatkowych butli ze sprężonym gazem w układzie zasilania utleniacza w przypadku zastosowania systemu nadciśnieniowego. Krzywa prężności par podtlenku azotu w funkcji temperatury została przedstawiona na rysunku 2.



Tabela 1. Możliwe do uzyskania osiągi dla wybranych materiałów pędnych

Utleniacz	Paliwo	Skład O/F	Impuls właściwy m/s	Impuls gęstościowy kg/m <sup>2</sup> s
LOX	RP-1	2,5	3450	3,55*10 <sup>6</sup>
NH <sub>4</sub> ClO <sub>4</sub>	Al+HTPB	69,6/16/12*	2700	4,2*10 <sup>6</sup>
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> 98%	HTPB	6,6	3200	4,34*10 <sup>6</sup>
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> 98%	PE	7,2	3100	4,21*10 <sup>6</sup>
LOX	HTPB	2,5	3450	3,63*10 <sup>6</sup>
N <sub>2</sub> O	HTPB	8,5	3050	2,54*10 <sup>6</sup>

\*- procentowy skład masowy NH<sub>4</sub>ClO<sub>4</sub>/Al/ HTPB, 2,4% masy stanowią dodatki



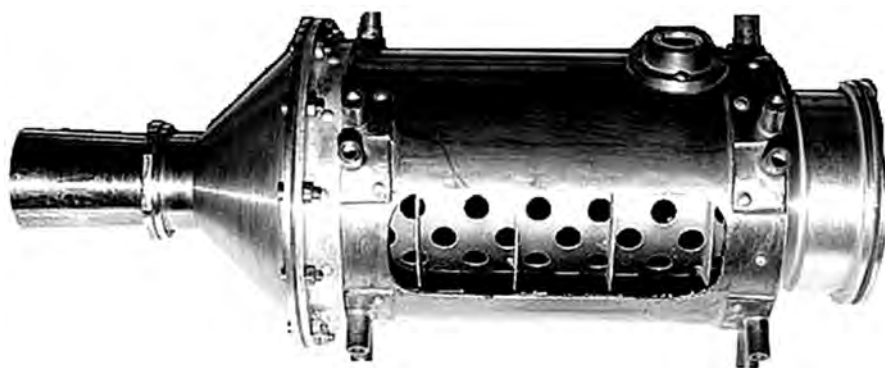
Rys. 2. Krzywa par podtlenku azotu

Spośród łatwo przechowywalnych utleniaczy – związków azotu, w aplikacjach hybrydowych mogą również znaleźć zastosowanie: kwas azotowy oraz czterotlenek azotu. Największe zainteresowanie, jako ciekły utleniacz dla napędu hybrydowego, wzbudza obecnie nadtlenek wodoru. Jest to bezbarwna ciecz o gęstości 1463 kg/m<sup>3</sup>. W zastosowaniach raketowych używa się wodnego roztworu w przedziale od 80% do 98% (zwany HTP – High Test Peroxide). Nadtlenek wodoru ulega katalitycznemu i termicznemu rozkładowi na parę wodną oraz tlen. Adiabatyczna temperatura rozkładu dla HTP wynosi 900 – 1050 K. Jest to znacznie powyżej temperatury zapłonu stosowanych paliw polimerowych. Zastosowanie nadtlenu wodoru w silniku hybrydowym umożliwia wyeliminowanie dodatkowych urządzeń zapłonowych. Ponadto sam nadtlenek wodoru, jak również jego produkty rozkładu są nieszkodliwe dla środowiska.

### 3. HISTORIA HYBRYDOWEGO NAPĘDU RAKIETOWEGO

Pierwszy w historii rakiety silnik hybrydowy został użyty w latach 1932 - 1933 w radzieckiej rakiecie GIRD-9, której twórcami byli S. Korolow i M. K. Tichonrawow. Do napędu zastosowano ciekły tlen oraz półpłynną benzynę (otrzymaną poprzez rozpuszczenie kalafonii w benzynie). Był to przełom w technice rakieterowej: pierwszy na świecie silnik hybrydowy oraz pierwsza rakietka radziecka, w której użyto ciekłego materiału pędnego. Pierwszy start odbył się pod Moskwą 17 sierpnia 1933 roku. Rakietka osiągnęła wysokość 400 metrów. W styczniu 1934 GIRD-9 wzniosła się na wysokość 1500 metrów. Ciąg silnika, równy 500 N, był osiągnięty przez 15 sekund.

W latach 1937 - 1939 prace nad rakieterowym napędem hybrydowym prowadzili Niemcy. I. G. Farben testował silniki hybrydowe, w których paliwem był węgiel, natomiast utleniaczem - podtlenek azotu. W tym samym czasie H. Oberth wykonywał doświadczenia z ciekłym tlenem oraz mieszaniną smoły, drewna i saletry potasowej. Również w Stanach Zjednoczonych na przełomie lat 30 i 40 dwudziestego wieku, odbywały się prace eksperymentalne z zakresu rakieterowego napędu hybrydowego. Organizacja *Californian Rocket Society*, testowała silniki na węgiel i gazowy tlen. W 1947 roku *Pacific Rocket Society* pracowała nad kombinacją drewna i ciekłego tlenu.



**Rys. 3. Silnik rakiety GIRD-9**

Kolejnym etapem w historii rakieterowego napędu hybrydowego było zapoczątkowanie w 1951 roku przez *General Electric* prac badawczych nad zastosowaniem polietylenu i nadtlenu wodoru 90%. W tym samym roku *Rocket Missile Research Society* w Kalifornii dokonała udanej próby uruchomienia silnika hybrydowego z samoczynnym zapłonem. Użyto mieszaniny kwasów oraz asfaltu i chloranu potasu. Również Europa włączyła się w latach 1950 w rozwój napędu hybrydowego. Francuska ONERA dokonała pierwszego startu rakiety z silnikiem hybrydowym 25 kwietnia 1964 roku, uzyskując ciąg 10 kN. Do 1967 roku francuskie rakietki LEX, stosujące napęd hybrydowy, osiągały wysokość 100 km. W latach 1965 - 1971 Szwedzi wynosili ładunki o masie 20 kg na wysokość 80 km za pomocą rakieter meteorologicznych FLGMOTOR, napędzanych silnikami hybrydowymi.

W latach 1979 - 1983 w Stanach Zjednoczonych zrealizowano program budowy i eksploatacji latających celów, opartych na napędzie hybrydowym: Sandpiper, HAST, Firebolt. Do budowy obiektów wykorzystane zostały silniki, których rozwój firma UTC (*United Technologies Corp.*) rozpoczęła w 1961 roku. Stosowanymi tam materiałami pędnymi były: plexiglas oraz tlen. W latach 1981 - 1985 firma *Starstruck* opracowała rakietkę meteorologiczną *Dolphin*, startującą z platformy wodnej. Ciąg startowy silnika hybrydowego wynosił 175 kN, natomiast materiałami pędnymi były HTPB i ciekły tlen. Start rakiety odbył się 3 sierpnia 1984 roku. Był to kolejny przełom w dziedzinie transportu rakieterowego: pierwszy lot dużej rakiety komercyjnej i jednocześnie pierwsza próba w locie dużej silnika hybrydowego.

W latach 1974 – 1987 w DLR Lampoldshausen w Niemczech wykonywano doświadczenia spalania z zastosowaniem czterotlenku azotu, kwasu azotowego, nadtlenu wodoru oraz polimerów, również z dodatkiem proszków metali (magnez, glin).

James C. Benett – twórca i fundator przedsiębiorstwa Starstruck, w 1985 roku został współzałożycielem *American Rocket Company* (AMROC). Organizacja zajmowała się między innymi budową i testowaniem silników hybrydowych o ciągu do 324 kN. W 1995 roku AMROC upadła. Cztery lata później firma SpaceDev przejęła jej prawa do technologii raketowych silników hybrydowych.

W 1995 roku NASA wspólnie z DARPA rozpoczęły program HPDP (*Hybrid Propulsion Demonstration Program*). W ramach projektu został opracowany i przetestowany największy dotychczas zbudowany silnik hybrydowy, o ciągu 1,1 MN uzyskiwanym przez 15 sekund. Ponadto, w ramach HPDP, powstało kilka wersji rakiety Hyperion, której silnik hybrydowy spalał HTPB w podtlenu azotu. Były to pierwsze loty systemów hybrydowych realizowane dla NASA. Rakieta Hyperion 1A wykonała cztery loty, osiągając każdorazowo wysokość 36 km. Projekt Hyperion 2 przewiduje zastosowanie silnika o ciągu 890 kN. Rakieta ma osiągnąć wysokość 150 km.

W 2002 roku Lockheed opracował i wykonał udaną próbę w locie rakiety HYSR, wyposażonej w silnik hybrydowy HTPB/LOX o ciągu startowym 300 kN. Dalszy intensywny rozwój współczesnych raketowych napędów hybrydowych przypisuje się firmie SpaceDev.

**Tabela 2. Porównanie cech silnika hybrydowego z napędami na stały i ciekły materiał pędny**

Cecha	Przewaga nad napędami	
	Ciekłymi	Stałymi
System	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Prostszy mechanicznie system,</li> <li>• Mniejsza liczba oraz masa cieczy – prostszy system wtrysku, zasilania i sterowania pracą silnika</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Chemicznie prostszy system, w tym przygotowanie paliwa</li> <li>• Możliwość wielokrotnego uruchomienia silnika, zdolność do regulowania wartości ciągu</li> </ul>
Bezpieczeństwo	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Zmniejszone ryzyko pożaru i wybuchu</li> <li>• Mniejsza skłonność do tzw. twardego startu</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Zmniejszone ryzyko wybuchu</li> <li>• Ekwiwalent TNT dla paliwa równy zero</li> <li>• Możliwość zatrzymania pracy</li> </ul>
Osiągi	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Większa gęstość materiałów pędnych</li> <li>• Możliwość polepszania osiągnięć poprzez dodatek sproszkowanych metali do paliwa</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Generalnie wyższe osiągi</li> </ul>
Środowisko	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Porównywalne z RP-1/LOX</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Nie wymaga toksycznych i szkodliwych dla środowiska utleniaczy</li> </ul>

#### 4. ZALETY NAPĘDU HYBRYDOWEGO. PORÓWNANIE DO SILNIKÓW NA CIEKŁY I STAŁY MATERIAŁ PĘDNY

Komercyjne zastosowanie rakiet jest ograniczone wysokimi kosztami jednostkowymi, w przeliczeniu na 1 kg wynoszonego na orbitę ładunku. Transport 1 kg na orbitę 800 km synchronizowaną słonecznie wynosi obecnie od kilkunastu do kilkudziesięciu tysięcy USD. Niskie zainteresowanie komercyjnych użytkowników powoduje wzrost kosztów pojedynczego startu, co przelicza się na cenę jednostkową. Jest to trudna do pokonania bariera. Na taki stan rzeczy wpływa wiele przyczyn. Jednym z decydujących czynników jest napęd raketowy, oraz związane z nim elementy, takie jak: złożoność systemu, możliwe do uzyskania osiągi, zastosowane materiały pędne, ryzyko i związana z nim konieczność zapewnienia bezpieczeństwa. Coraz częściej bierze się pod uwagę oddziaływanie napędu na stan środowiska naturalnego.



Przy rozważaniu wszystkich tych cech warto zwrócić uwagę na napęd hybrydowy. Dotychczas był on uważany, zwłaszcza w Europie, za niezbyt obiecujący przy zastosowaniu w raketach kosmicznych. Jednak silnik hybrydowy posiada szereg zalet i w pewnych dziedzinach przeważa nad tradycyjnymi napędami raketowymi. Zestawienie zalet napędu hybrydowego, w porównaniu do silników na ciekły i stały materiał pędny, zostały przedstawione w tabeli 2.

Powszechnie uważa się, że hybrydy nigdy nie zastąpią tradycyjnych silników do napędu raket kosmicznych. Mimo to mogą one wypełnić inne, do tej pory niszowe dziedziny. Potencjalne możliwości zastosowań silników hybrydowych zostaną omówione w dalszej części.

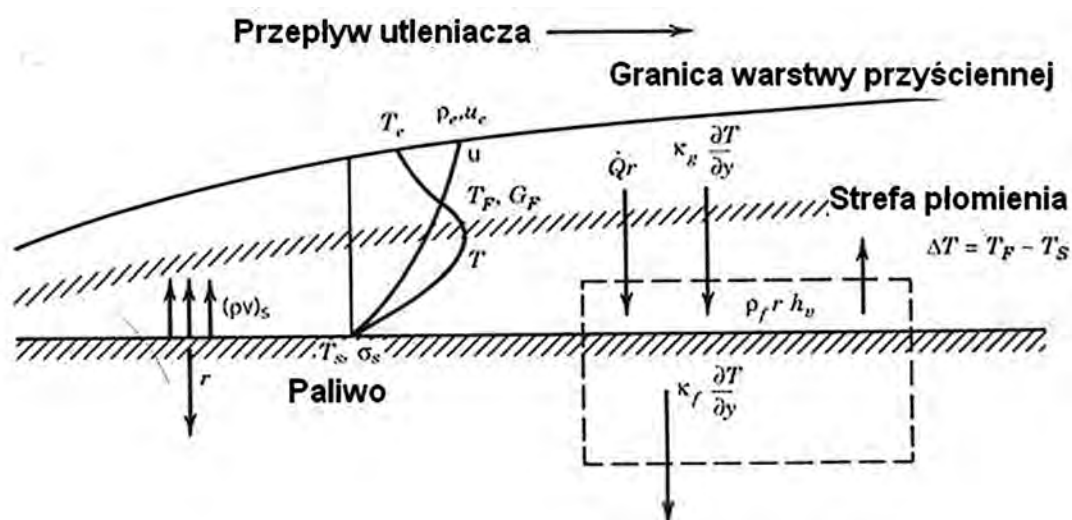
## 5. PROBLEMY ROZWOJU. MECHANIZM SPALANIA W SILNIKACH HYBRYDOWYCH

Problemy rozwoju raketowych silników hybrydowych można podzielić na dwie kategorie: nietechniczne oraz techniczne. Pierwszą grupę stanowią takie cechy, jak: niski poziom technologii i trudności w konkurowaniu z wysoko rozwiniętymi napędami stałymi i ciekłymi. Największe przedsiębiorstwa z branży kosmicznej, nastawione na maksymalny zysk, postulują wykorzystanie istniejących zasobów technologicznych. Ryzyko ich zastosowania jest mniejsze, niż w przypadku nowych wynalazków. Ponadto liczba specjalistów z zakresu silników hybrydowych jest na całym świecie znacznie mniejsza, w porównaniu do ciekłych i stałych napędów raketowych.

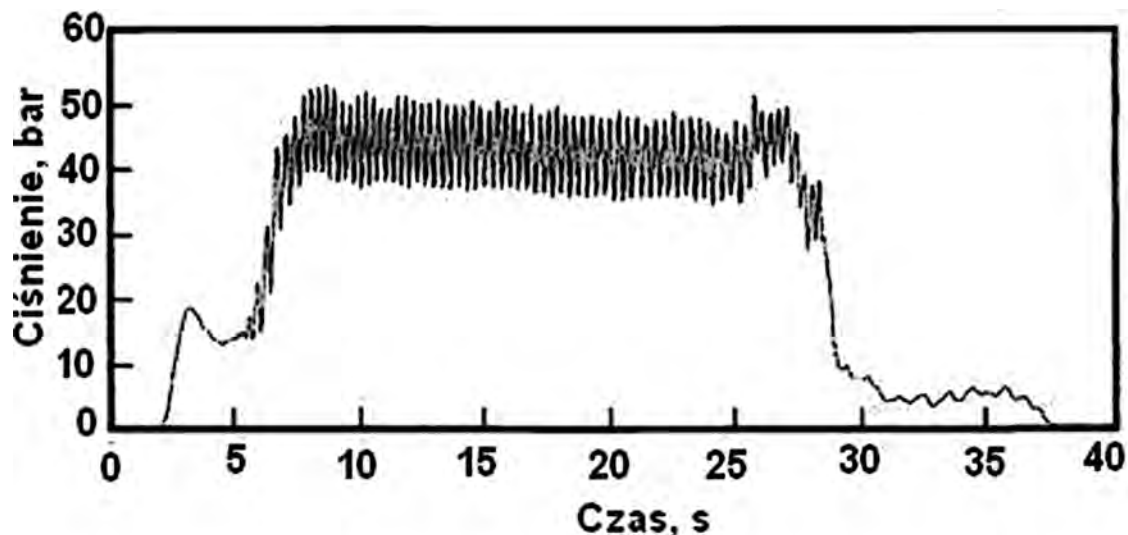
Rozwiązaniem nietechnicznych problemów rozwoju napędów hybrydowych może być kształcenie specjalistów w tym zakresie, szczególnie młodych absolwentów wyższych uczelni, a nawet studentów. Ważne jest także zrozumienie, że silniki hybrydowe nie wyeliminują w swoich zastosowaniach tradycyjnych napędów. Mogą jedynie ich dopełnieniem - wypełnić niszowe dziedziny zastosowania napędu raketowego, gdzie podstawą jest prostota konstrukcji powiązana z bezpieczeństwem.

Równie istotne dla rozwoju napędu hybrydowego są problemy techniczne. Pierwszym z nich jest, powszechna dla silników raketowych, niestabilność spalania. Mechanizm spalania został przedstawiony na rysunkach: 1 oraz 4. Warstwa przyścienna produktów spalania utrudnia dostęp utleniacza do strefy płomienia. Powoduje to lokalne i chwilowe zmniejszenie intensywności procesu, prowadzące do spadku temperatury i ciśnienia w komorze.

Powstająca w rezultacie mniejsza ilość spalin przestaje dławić dopływ utleniacza. Tym samym intensywność procesu narasta, rośnie temperatura i ciśnienie. Są to pulsacje o charakterze niskoczęstotliwościowym, przy czym ich amplituda jest wysoka. Może przekraczać o 50% ciśnienie nominalne. Przy tak wysokiej amplitudzie ciśnienia pulsacje przenoszą się na układ zasilania utleniacza.



Rys. 4. Uproszczony model procesu spalania w silniku hybrydowym



Rys. 5. Niskoczęstotliwościowe pulsacje ciśnienia o wysokiej amplitudzie w komorze spalania silnika hybrydowego

Kolejnym zagadnieniem jest mała prędkość spalania paliwa. Ma to związek z tym, iż nie występują tu, charakterystyczne dla procesu spalania stałych materiałów pędnych, reakcje powierzchniowe. W rezultacie strumień ciepła, który wpływa na wzrost temperatury powierzchni paliwa i jego odparowanie, jest mniejszy. To powoduje spadek prędkości spalania i mniejsze, możliwe do uzyskania, masowe natężenie przepływu paliwa.

Prędkość spalania paliwa w silniku hybrydowym określa się z następującej zależności, wprowadzonej przez Marxman'a w 1965 roku:

$$\dot{r} = aG^n x^m. \quad (1)$$

Jest to wyrażenie, określające pochodną po czasie promienia kanału wewnętrznego (komory spalania) i jednocześnie prędkość spalania paliwa. Współczynniki balistyczne  $a$ ,  $n$  i  $m$  określa się doświadczalnie dla określonego składu materiału pędnego. Warto zaznaczyć, że dla paliw polimerowych prędkość spalania nie zależy od ciśnienia w komorze. Najczęściej przy określaniu wartości  $\dot{r}$  według zależności (1) pomija się długość kanału (współczynnik  $m = 0$ ). Wzór (1) przyjmuje wtedy postać:

$$\dot{r} = aG^n. \quad (2)$$

Przykładowe wartości współczynników balistycznych oraz zakresu  $\dot{r}$  dla podtlenku azotu oraz paliw polimerowych przedstawia tabela 3. Prędkość spalania ma wymiar  $mm/s$ , natomiast masowe natężenie przepływu utleniacza w  $g/cm^2/s$ .

Tabela 3. Współczynniki balistyczne dla paliw polimerowych oraz podtlenku azotu

Paliwo	a	n	Zakres $\dot{r}$ [mm/s]
Polietylen	0,104	0,352	0,35 - 0,7
Plexiglas	0,111	0,377	0,4 - 0,8
HTPB	0,198	0,310	0,6 - 1,0
Parafina	0,488	0,62	0,5 - 4,5

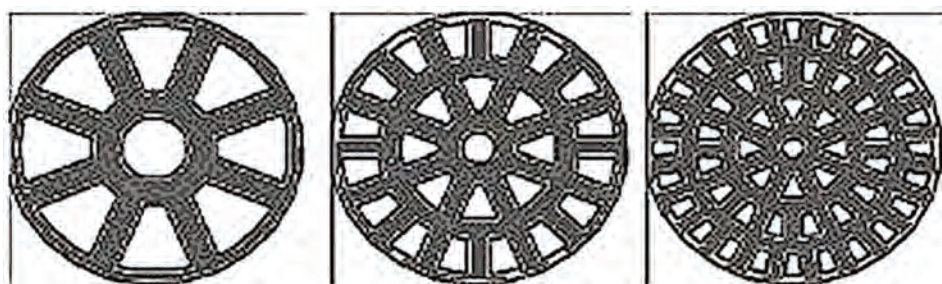
Istnieją możliwości ominięcia problemu małej prędkości spalania w silnikach hybrydowych. Wymagane masowe natężenie przepływu paliwa można uzyskać poprzez zwiększenie pola powierzchni spalania. Jedną z metod jest ukształtowanie przekroju poprzecznego paliwa (rysunek 6). Uzyskiwane pola powierzchni są często zbyt małe dla spełnienia wymagań dotyczących



ciągu silnika. Kolejną opcją jest wielokanałowość (rysunek 7). Osiągane w ten sposób pole powierzchni spalania jest zadowalające. Do mankamentów tej metody należą: skomplikowany proces produkcji paliwa, nierównomierne spalanie w poszczególnych portach oraz niska integralność struktury ziarna paliwa (szczególnie w końcowej fazie działania silnika).



**Rys. 6. Metody kształtowania pojedynczego kanału przepływowego komory silnika hybrydowego**



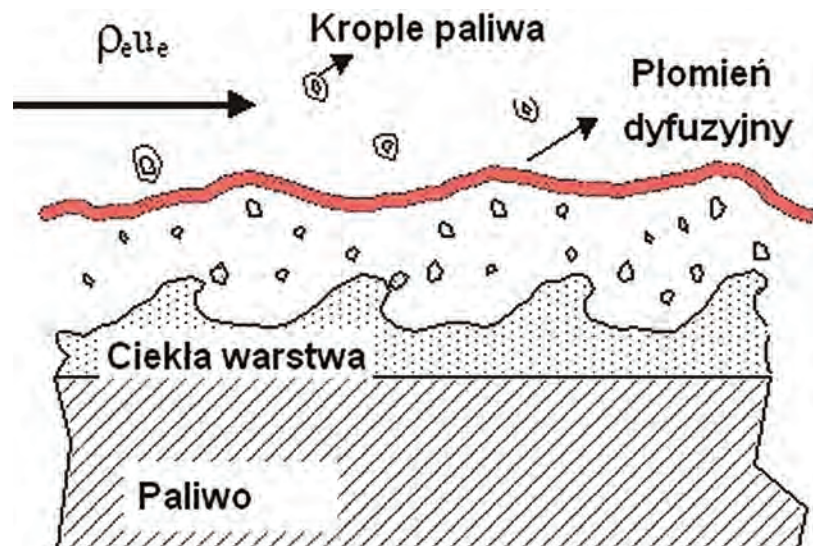
**Rys. 7. Metody wielokanałowego kształtowania paliwa w silniku hybrydowym**

Zwiększenie prędkości spalania można osiągnąć poprzez niewielki (kilkunastoprocentowy) dodatek stałego utleniacza do masy paliwa. Osiągane w ten sposób uaktywnienie reakcji powierzchniowych zwiększa strumień ciepła, przekazywany do ziarna paliwa. Dzięki temu następuje zwiększenie temperatury paliwa w warstwie powierzchniowej skutkujące jego szybszym odparowaniem. Istotną cechą tego rozwiązania jest zależność prędkości spalania od ciśnienia w komorze.

Doświadczalnie stwierdzono, że dodatek sproszkowanych metali (magnezu, glinu) powoduje wzrost prędkości spalania w silniku hybrydowym. Wyjaśnienia tego zjawiska należy upatrywać w zwiększeniu radiacyjnego strumienia ciepła do powierzchni paliwa. Wraz ze zmniejszaniem rozmiarów cząstek metali, rośnie wpływ na  $\dot{r}$ . Jednak ta metoda również uzależnia prędkość spalania od ciśnienia. Co więcej, małe rozmiary cząstek metalu (poniżej  $5\mu\text{m}$ ) utrudniają proces produkcji paliwa. Podobny jakościowo efekt uzyskuje się poprzez 3% dodatek sadzy do paliwa. W tym przypadku nie pojawia się zależność  $\dot{r}$  od ciśnienia.

Zgodnie z formułą (1) prędkość spalania zależy od natężenia przepływu utleniacza. Istnieje możliwość lokalnego zwiększenia wydatku poprzez zastosowanie wtryskiwaczy z zawirowaniem. Wadą rozwiązania jest komplikacja budowy silnika. Co więcej, nie zostało to dotychczas potwierdzone eksperymentalnie.

W 1997 roku na Uniwersytecie Stanford opublikowano teorię spalania ciekłej warstwy (Liquid Layer Hybrid Combustion Theory). Teoria ma zastosowanie głównie w przypadku węglowodorów o temperaturze topnienia do kilkudziesięciu stopni Celsjusza. Paliwa takie, podczas procesu spalania, tworzą na swojej powierzchni ciekły film. Pod wpływem ciśnienia dynamicznego przepływającego gazu następuje odrywanie kropeł paliwa z warstwy ciekłego filmu. Mechanizm został przedstawiony na rysunku 8. Strumień masy paliwa jest sumą odparowania i oderwania kropeł.



Rys. 8. Graficzna ilustracja teorii spalania ciekłej warstwy

Zgodnie z przeprowadzonymi doświadczeniami, paliwa o niskiej temperaturze topnienia osiągają znacznie większe wartości  $\dot{r}$  w porównaniu z polimerami. W przypadku parafiny (temperatura topnienia wynosi  $69^{\circ}\text{C}$ ) osiągnięto ponad trzykrotny wzrost prędkości spalania w stosunku do HTPB. Wykonywano również doświadczenia ze stałymi paliwami kriogenicznymi (zamrożone lekkie węglowodory).

## 6. BADANIE PRĘDKOŚCI ROZKŁADU STAŁEGO PALIWA W SILNIKU HYBRYDOWYM.

Podczas prowadzonych dotychczas prac badawczych wypracowane zostały cztery metody pomiaru prędkości rozkładu stałego paliwa w silnikach hybrydowych:

### Bilans mas

Metoda służy do oszacowania średniej prędkości spalania zarówno w czasie jak i wzdłuż komory. Polega na pomiarach wagowych paliwa przed i po dokonaniu doświadczenia. Średnia prędkość rozkładu wyraża się zależnością:

$$\dot{r} = \frac{m_p - m_k}{\Delta t \rho A_r}$$

Jest to najprostszy i najtańszy sposób pomiaru prędkości rozkładu paliwa w silniku hybrydowym. Metodyka wymaga jednak wykonania wielu doświadczeń w celu określenia współczynników balistycznych, przez co jest pracochłonna.

### Pomiary geometryczne

Metoda pozwala na oszacowanie prędkości rozkładu paliwa, uśrednionej w czasie. Zaletą nad pomiarami masowymi jest możliwość określenia prędkości rozkładu wzdłuż komory.

### Pomiary ultradźwiękowe

System oparty na przetworniku ultradźwiękowym pozwala na wielopunktowy pomiar grubości warstwy stałego paliwa w czasie. Pozwala to na wykonanie pełnej charakterystyki prędkości rozkładu paliwa w funkcji czasu oraz współrzędnej osiowej. Jest to kosztowna metoda, wymagająca przeprowadzenia procesu kalibracji urządzenia pomiarowego. Wykorzystywana jest wyłącznie przez wysoko rozwinięte ośrodki badawcze.

### Pomiary rentgenowskie

Metoda polega na rejestracji obrazu promieniowania rentgenowskiego, przenikającego przez silnik raketowy. Ze względu na różnicę w zdolności przenikania promieniowania przez ciała stałe i gazy, rejestrowana jest w czasie rzeczywistym wyraźna granica pomiędzy stałym paliwem i gazowym wnętrzem komory spalania.

## 7. WSPÓŁCZESNE BADANIA I ROZWÓJ TECHNOLOGII RAKIETOWYCH SILNIKÓW HYBRYDOWYCH

W 2003 roku amerykańska firma SpaceDev, posiadająca prawa upadłego przedsiębiorstwa AMROC do technologii silników hybrydowych, opracowała napęd do pojazdu Space Ship One. Rozpoczęła się nowa era rozwoju silników hybrydowych oraz ich komercyjnego zastosowania. Turystyka kosmiczna oraz pojazdy do odbywania lotów suborbitalnych są zupełnym *novum*. Dotychczas jedynie Space Ship One wykonał takie loty, zdobywając w 2004 roku nagrodę Ansari X Prize. Opracowanie i zbudowanie silnika dla Scaled Composites trwało jedynie rok i - jak twierdzą przedstawiciele firmy SpaceDev - kosztowało poniżej miliona dolarów. Jest to ewenement w dziedzinie silników raketowych, których czas i koszt rozwoju wielokrotnie przekraczają deklarowane przez SpaceDev wartości.

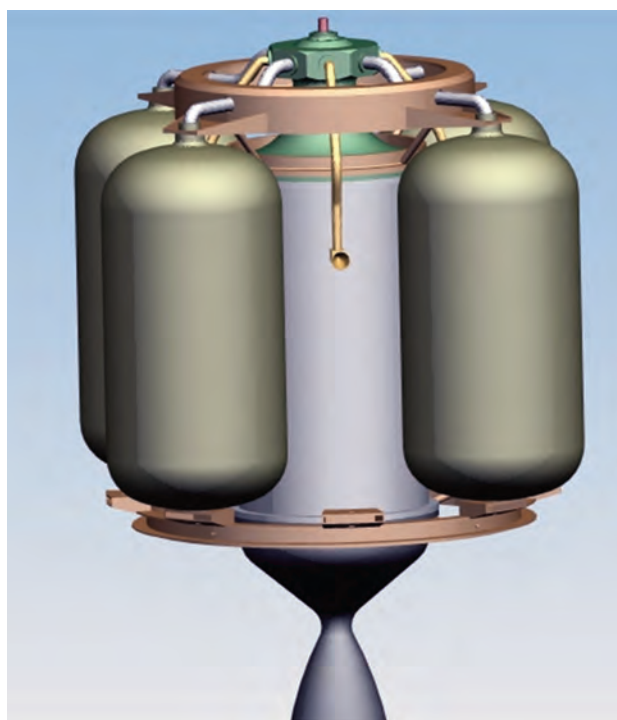
Interesująca jest opinia amerykańskiego producenta raketowych silników hybrydowych, dotycząca przyszłości komercyjnych lotów kosmicznych. Uważa on, że motorem rozwoju w tej dziedzinie będą małe i średnie przedsiębiorstwa innowacyjne.

W 2004 roku pojawiła się propozycja zbudowania orbitera kosmicznego Dream Chaser, napędzanego silnikami hybrydowymi. W 2007 roku firma SpaceDev ogłosiła, że rakieta służąca do wstępnego przyspieszenia orbitera będzie Atlas V.



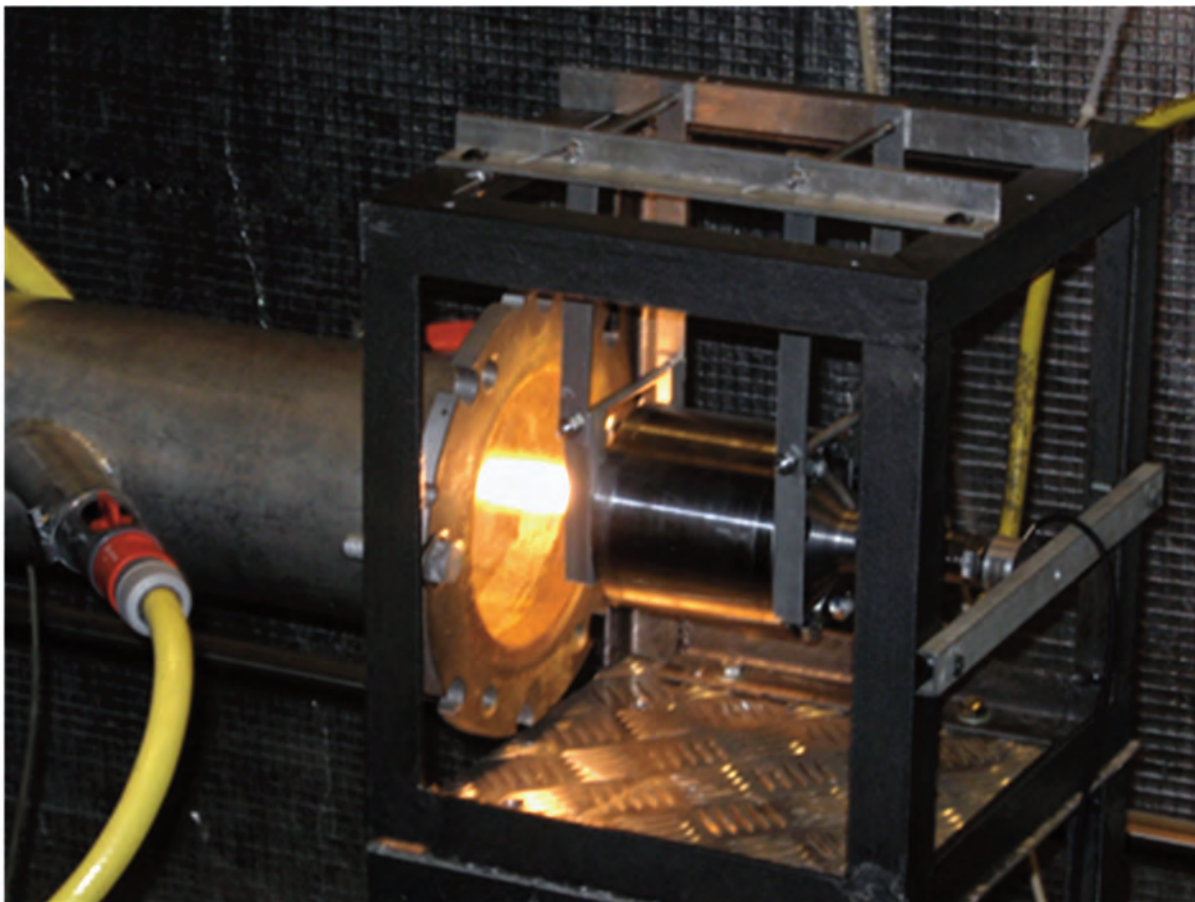
*Rys. 9. Orbiter Dream Chaser na szczycie rakiety Atlas V*

Na zlecenie Air Force Research Lab powstał system MoTV (Maneuvering and orbital Transfer Vehicle). Jest to pojazd przeznaczony dla małych i średnich satelitów do transferu orbity. Do napędu służy silnik hybrydowy HTPB/N<sub>2</sub>O.

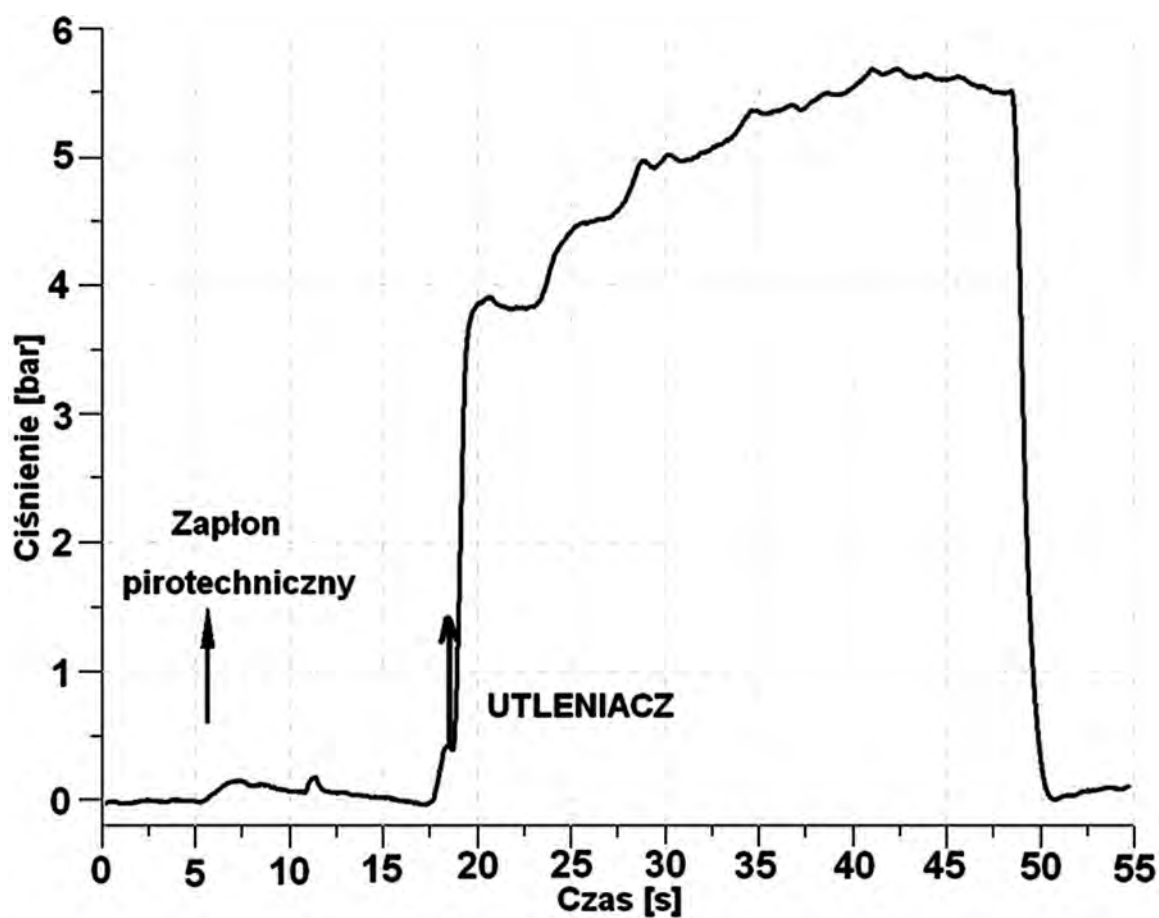
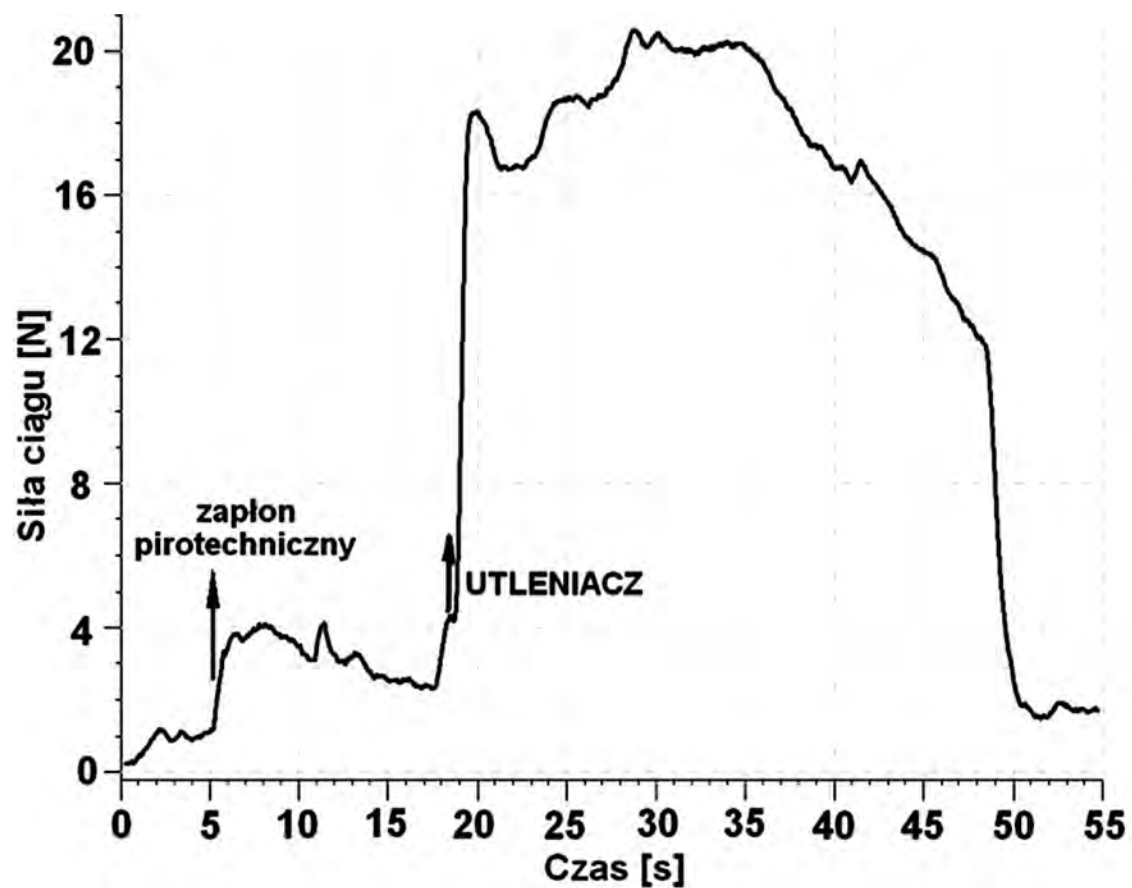


*Rys. 10. Schemat pojazdu MoTV przeznaczonego do manewrowania i transferu orbity*





**Rys. 11. Test silnika hybrydowego oraz materiał pędny użyty podczas badań**



Rys. 12. Wyniki testu silnika hybrydowego: siła ciągu oraz ciśnienie w komorze (b)

W 2007 roku odbył się test lądownika księżycowego, napędzanego czterema silnikami hybrydowymi. Prace rozwojowe trwały trzy lata. Test zakończył się sukcesem. Każdy z czterech silników posiada zdolność regulowania wartości siły ciągu.

Sukces średniego przedsiębiorstwa innowacyjnego, jakim jest SpaceDev pokazuje, że rozwój raketowego napędu hybrydowego ma przyszłość. Najważniejszym zadaniem jest znalezienie dla niego właściwych zastosowań. Doświadczenie pokazuje, że najbardziej obiecującymi dziedzinami zastosowań będą: turystyka kosmiczna (zarówno loty suborbitalne, jak również orbitalne), bezzałogowe lądowniki księżycowe i planetarne oraz systemy manewrowania i korekty orbity dla komercyjnych satelitów. Rozważa się również zastosowanie napędu hybrydowego w rakietach do transportu mikrosatelitów na orbitę Ziemi.

## **8. UDZIAŁ POLSKI W ROZWOJU TECHNOLOGII RAKIETOWYCH SILNIKÓW HYBRYDOWYCH: POLITECHNIKA WARSZAWSKA ORAZ INSTYTUT LOTNICTWA**

Prace badawcze nad raketowym silnikiem hybrydowym zostały przeprowadzone w listopadzie i grudniu 2007 roku w Instytucie Techniki Ciepłej w Politechnice Warszawskiej. Do najważniejszych celów badań należało sprawdzenie własnej koncepcji silnika oraz porównanie wyników doświadczeń z obliczeniami projektowymi. Koncepcja polegała na zastosowaniu ziarna materiału pędnego, w którego skład wchodził: sproszkowany glin, HTPB oraz azotan amonu. Zgodnie z założeniem, masowy udział polimeru był niewielki – nie przekraczał 30% i służył przede wszystkim jako matryca dla pozostałych składników. Udział glinu zawierał się w przedziale 30 ÷ 50%. 10% stanowiły dodatki: plastyfikator, katalizator. Azotan amonu posłużył do zainicjowania reakcji podpowierzchniowych i w rezultacie wzrostu prędkości spalania oraz redukcji niskoczęstotliwościowych pulsacji ciśnienia w komorze.

Docelowym utleniaczem miał być stężony nadtlenek wodoru (HTP). Jednak z powodu braku dostępności substancji w rozsądnej cenie, badania rozpoczęto od zastosowania gazowego tlenu. Wykonano również testy z nadtlenkiem wodoru 60% - jest to największe stężeniem jakie można dostać w Polsce. Zgodnie z przewidywaniami, próby zakończyły się niepowodzeniem. Użyteczne dla celów napędowych stężenie nadtlenku wodoru jest niemniejsze niż 80%. Doświadczenia z gazowym tlenem były natomiast udane. Wykresy ciągu i ciśnienia w komorze, uzyskane podczas jednej z prób, przedstawia rysunek 12.

W badania i rozwój raketowych silników hybrydowych włącza się również Instytut Lotnictwa. Obecnie powstają projekty i koncepcje, mające na celu wybór ścieżki rozwoju: zastosowanie napędu, materiały pędne, współpraca, plany badań.

## **LITERATURA**

- [1] B. Cantwell, A. Karabeyoglu, G. Zilliac: *Recent Advances in Hybrid Propulsion*, Stanford University, Department of Aeronautics and Astronautics, 2007
- [2] A. Karabeyoglu: *Hybrid Rocket Propulsion for Future Space Launch*, Stanford University, Department of Aeronautics and Astronautics, 2008
- [3] A. Karabeyoglu, G. Zilliac, B. J. Cantwell, S. De Zilwa, P. Castelluci: *Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels*, AIAA 2003-6475, 2003
- [4] G. P. Sutton, O. Biblarz: *Rocket Propulsion Elements*, Seventh Edition, 2001
- [5] N.A. Davydenko, R.G. Gollender, A.M. Gubertov, V.V. Mironov, N.N. Volkov: *Hybrid rocket engines: The benefits and prospects*, Moscow FSUE "Keldysh Research Center", 2006
- [6] E. J. Jacob: *The Effect of Oxidizer Laced Hybrid Rocket Regression Rates and Performance*, University of Tennessee Space Institute, Tullahoma, 2007
- [7] K. Lohner, J. Dyer, E. Doran, Z. Dunn: *Fuel Regression Rate Characterization Using a Laboratory Scale Nitrous Oxide Hybrid Propulsion System*, AIAA 2006-4671, 2006



- [8] A. McCormick, E.Hultgren, M. Lichtman, J. Smith, R. Sneed, and S. Azimi: *Design, Optimization, and Launch of a 3" Diameter N<sub>2</sub>O/Aluminized Paraffin Rocket*, AIAA, 2005
- [9] M. C. Ventura: *Long Term Storability of Hydrogen Peroxide*, 41<sup>st</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, AZ, July 10-13, 2005
- [10] Wouter A. Jonker, A.E.H. Mayer, Barry T.C. Zandbergen, *Development of a Rocket Engine Igniter Using the Catalytic Decomposition of Hydrogen Peroxide*, Delft, Netherlands, 2006
- [11] E. Wernimont, M. Ventura, G. Garboden and P. Mullens: *Past and Present Uses of Rocket Grade Hydrogen Peroxide*, General Kinetics, LLC Aliso Viejo, CA 92656
- [12] K.K. Kuo, M.J Chiaverini, D.K Johnsonn, N. Serin: *Fundamental Phenomena on Fuel Decomposition and Boundary-Layer Combustion Processes with Applications to Hybrid Rocket Motors*, Propulsion Engineering Research Center, The Pennsylvania State University, PA 16802, June 30,1996
- [13] G. Rarata, P. Surmacz, S.Siwiec, J. Kindracki, P. Wolański: *Badania hybrydowego silnika raketowego*, Polskie Towarzystwo Astronautyczne, Postępy Astronautyki, vol.30 no.1, 2007
- [14] Encyclopedia Astronautica: <http://www.astronautix.com>
- [15] Peroxide Propulsion: <http://www.peroxidepropulsion.com/>

**Paweł Surmacz, Grzegorz Rarata**

## **HYBRID ROCKET PROPULSION DEVELOPMENT AND APPLICATION**

### ***Abstract***

*Nowadays, the satellite technology development becomes very intensive. Progress in the satellite technology requires many desirable features from the rocket propulsion. One of the most important is reduction of the overall transport cost, with reference to one kilogram of payload. Rocket engines are being used not only for launch vehicles. The application includes also satellite manoeuvring and orbit transfer, space probe and lander propulsion. There is a very interesting new transport area called space tourism.*

*In order to make the Space widely accessible, it is necessary to reduce the development, production and utilization cost of space transportation systems. It must also not influence the safety level. Features including high performance, storability, non-toxicity and safety of rocket propellants are required. There are also many other features essential for a rocket engine. Among them the most important are restart ability and throttling ability. These features cannot be reached by a solid rocket motor. Although a liquid rocket engine might be both restartable and throttlable, it is complicated and very expensive to develop.*

*Hybrid rocket propulsion is being considered in several specific areas of space transportation. Those applications are: microsattelites (manoeuvring and orbit transfer), lunar and planetary landers, suborbital and orbital tourism vehicles. Some of these applications have been already approved and are still being developed. The most positive qualities of a hybrid propulsion are: simplicity, safety, stop and restart ability, throttling ability. Hybrid propellants are mostly storable and non-toxic. What is more, fuel and oxidiser are separated and stored in different phases, which positively affects on the safety level.*