PRACE INSTYTUTU LOTNICTWA
221, s. 89–101, Warszawa 2011

ANALIZA WYMIANY CIEPŁA OSCYLUJĄCEJ PŁYTKI W OŚRODKU AMONIAKU JAKO NOWEJ KONCEPCJI WYMIENNIKA CIEPŁA W ELEKTRYCZNYCH SILNIKACH RAKIETOWYCH

Wojciech Florczuk
Instytut Lotnictwa
Arkadiusz Kobiera
Politechnika Warszawska

Streszczenie

Elektrotermiczny napęd rakietowy ze względu na prostotę swego działania i konstrukcji jest atrakcyjnym rozwiązaniem dla inżynierów projektujących systemy kontroli położenia satelitów. Ciągłe poszukiwanie nowych rozwiązań oraz stosowanie nowych materiałów konstrukcyjnych znacząco podniosły sprawność obecnych silników rakietowych, w tym elektryczno-termicznych typu „Resistojet". Nowym rozwiązaniem proponowanym w tego typu napędach jest wymiennik ciepła z oscylującym elementem grzewczym. Dzięki temu termiczna warstwa przyścienna charakteryzująca się znacznie większą temperaturą niż temperatura przepływającego ośrodka, powstająca na płytce jako elemencie grzewczym, odrywa się, a następnie miesza z pozostałą częścią płynu ogrzewając ją. Wykazano, że istnieje granica częstotliwości oscylacji, która w sposób znaczący poprawia efektywność grzania czynnika roboczego. Badania wykonano w ramach projektu ESA PECS 98104 Gas Resistojet Thruster for Medium Size Satellite Attitude Control.

WSTĘP

W dobie intensywnie rozwijających się technologii kosmicznych, w tym systemów związanych z elektrycznym napędem kosmicznym, kluczowym zagadnieniem pozostaje stworzenie napędu o jak największej sprawności zamiany energii elektrycznej w energię cieplną czynnika roboczego w silniku, przy zachowaniu prostoty i niezawodności konstrukcji przeznaczonej do pracy w środowisku charakteryzującym się występowaniem dużych gradientów temperatury oraz próżni. Silniki rakietowe elektryczne od wielu lat są powszechnie stosowane w systemach kontroli położenia małych satelitów znajdujących się na orbicie, ze względu na ich prostą konstrukcję, niezawodność pracy oraz szybki czas reakcji.

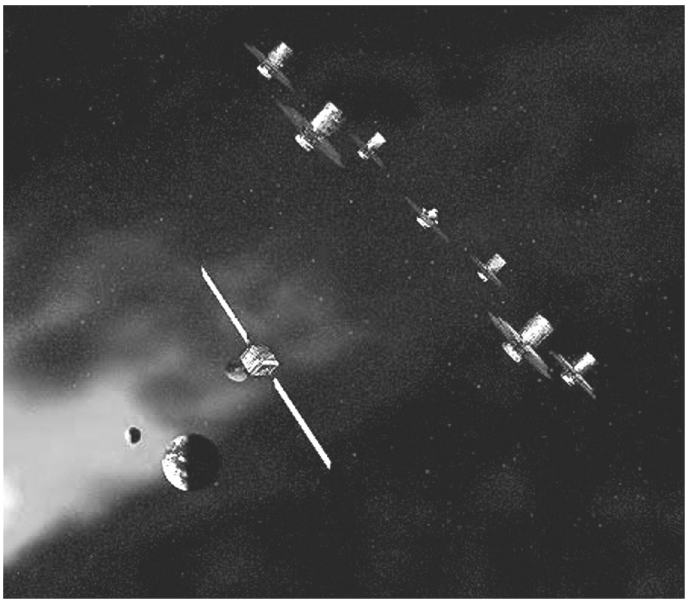
Tego typu napęd jako jeden z niewielu może generować ciąg rzędu mikroNewtonów. Tak małe siły ciągu wymagane są w bardzo precyzyjnych systemach sterowania, tzw. „Point Control Systems". Dotychczasowe wykorzystanie tego typu napędu w satelitach zebrano w tabeli 2.

Tab. 1. Klasyfikcaja mikrosatelitów (Mueller, 2000)

Oznaczenie	Masa statku kosmicznego, kg	Moc statku kosmicznego, W	Wymiar statku kosmicznego, m
Mikro statek kosmiczny (definicja wg. USA/EU)	10-100	10-100	0.3-1
Klasa I m.s.k (≤10 kg, nanosat)	5-20	5-20	0.2-0.4
Klasa II m.s.k	1-5	1-5	0.1-0.2
Klasa III m.s.k (pikowat)	<1	<1	<0.1

Tab. 2. Silniki rezystancyjne używane w satelitach w latach 1965-1997, [1]

Pierwszy lot	Nazwa statku lub eksperymentu	Użyte medium robocze	Moc	Ciąg [mN]	Impuls Isp [s]
Statki kosmiczne eksperymentalne					
1967	ATS-2 & ATS-3	Amoniak	3.6	18	150
1968-1969	ATS-4 & ATS-5	Amoniak	3.6	18	150
1971	Sol Rad-10	Hydrazyna	<10	-	-
1999	UoSAT-12	Tlenek azotu	100	125	127
Statki kosmiczne na orbicie geosynchronicznej					
1980	INTELSAT-V	Hydrazyna	300-660	223-490	280
1983	Satcom-1R	Hydrazyna	450	178-356	298
1994	GOMS	Amoniak	450	-	-
Inne orbity					
1965	Vela	Azot	92	187	123
1965	Satelita U.S. Navy	Amoniak	30	89	132
1967	Advanced Vela	Azot	30	89	132
1971	Satelita U.S. Navy	Amoniak	3	44-456	235
1981	Meteor 3-1	Amoniak	450	-	-
1988	Gstar-3	Hydrazyna	600	-	-
1997	Iridium	Hydrazyna	500	-	-

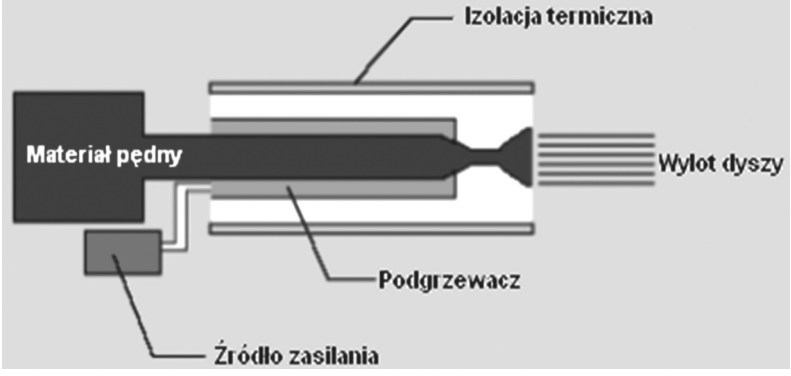


Rys. 1. Formacja satelitów programu Darwin, ESA, [2]

W przyszłości tego typu systemy będą stosowane w planowanym przez ESA programie DARWIN, który składać się będzie z konstelacji pico-satelitów wyposażonych w interferometry analizujące informacje wysyłane przez planety podobne do Ziemi.

Silniki rakietowe tego typu charakteryzują się bardzo prostą konstrukcją, która składa się z podstawowych elementów takich jak:

– zbiornik z czynnikiem roboczym (np. amoniak, hydrazyna, wodór, CO_2, H_2O),
– wymiennik ciepła,
– akumulator,
– termiczna osłona w postaci bariery odbijającej promieniowanie,
– dysza zbieżno-rozbieżna.



Rys. 2. Schemat elektrycznego silnika rakietowego, [1]

Schemat ogólny silnika rezystancyjnego przedstawia powyższy rysunek. Przepływ energii odbywa się od źródła prądu poprzez grzałkę/wymiennik ciepła do czynnika roboczego, który

z naddźwiękową prędkością wypływa z dyszy. W wyniku zjawiska Joule'a-Lenza w przewodniku, który podłączony jest do źródła prądu, generuje się ciepło opisane poniższą zależnością.

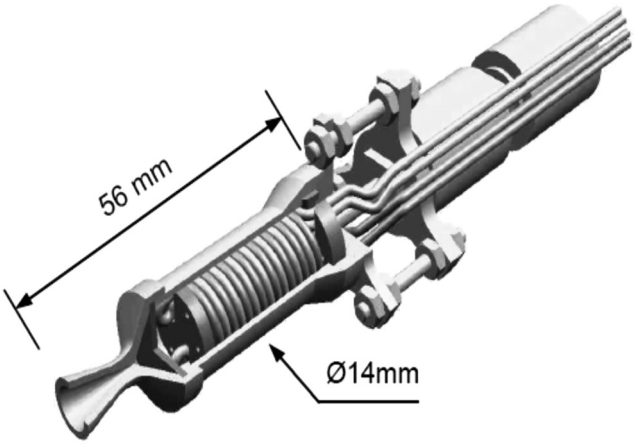
$$Q_{J-L} = P_{el} \cdot \Delta t \tag{1}$$

gdzie:

$P_{el} = R \cdot I^2$ – moc źródła prądu elektrycznego, [W],
R – opór przewodnika (elementu grzewczego), [Ω],
I – natężenie prądu płynącego przez przewodnik, [A].

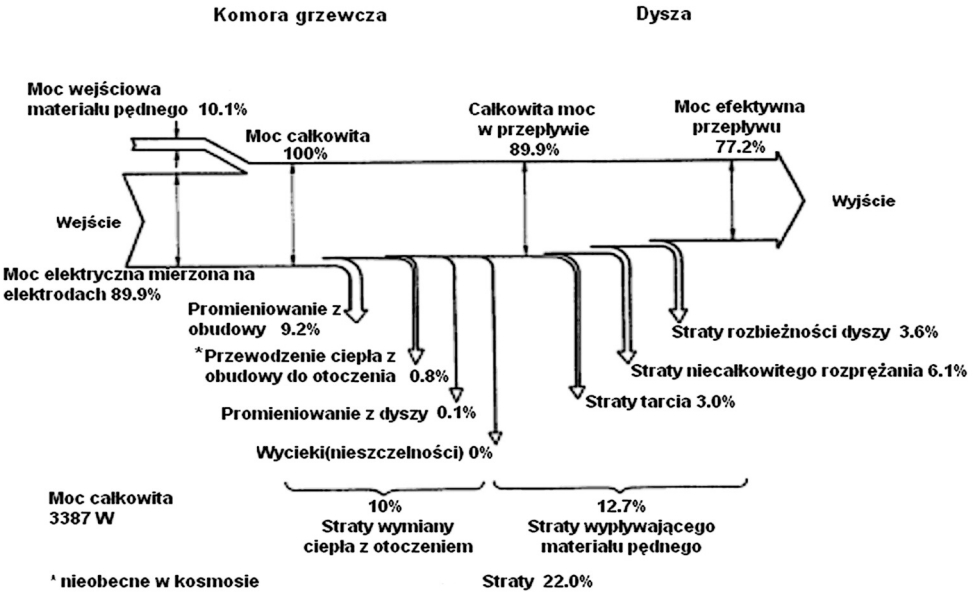
Stosowanie silników elektrycznych rezystancyjnych w stosunku do innych rakietowych napędów elektrycznych, tj. jonowych, arcjet, czy magnetoplazmodynamicznych ma wiele zalet, do których należą przed wszystkim:
– prosta budowa mechaniczna,
– powtarzalność ciągu podczas wielu uruchomień,
– neutralny ładunek elektryczny gazu na wylocie z dyszy,
– małe gabaryty,
– duża sprawność.

Najczęściej spotykanym rozwiązaniem konstrukcyjnym wymiennika ciepła w resitojecie jest metalowa rurka o średnicy nieprzekraczającej Φ = 1cm, która nawinięta jest na większą rurkę. Dzięki temu czynną długość rurki grzewczej można zmieścić na niewielkiej przestrzeni. Przykładowa konstrukcja resistojeta przedstawia rysunek 3.



Rys. 3. Resitojet satelity Alsat-1, [3]

Przepływ energii ze źródła elektrycznego do czynnika roboczego wiąże się z powstawaniem strat. Największe straty spowodowane są przez promieniowanie elementów grzewczych, których temperatura ograniczona jest do bliskiej im temperatury topnienia. Temperatury te mogą osiągać nawet do 2700 K, toteż energia wypromieniowana może stanowić do około 10% całkowitej energii dostarczanej ze źródła elektrycznego. W tym celu stosuje się bariery odbijające promieniowanie z powrotem do czynnika roboczego, w wyniku tego część energii jest odzyskiwana. Straty mogące wystąpić w czasie pracy silnika elektrycznego przedstawione są na poniższym rysunku.



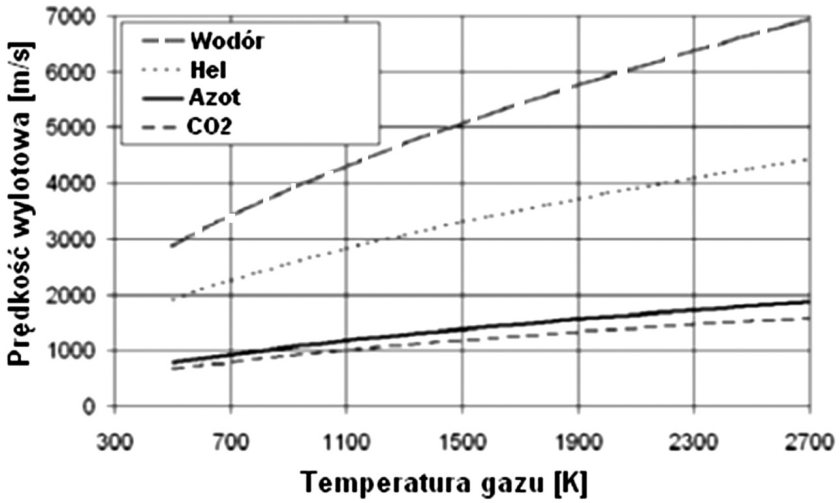
Rys. 4. Straty energii w elektrycznym silniku rakietowym, [4]

W rakietowych napędach elektrycznych można wyróżnić dwie metody ogrzewania czynnika roboczego, a mianowicie :
– metody pośrednie,
– metody bezpośrednie.

Metody pośrednie polegają na przesyłaniu energii cieplnej do czynnika roboczego poprzez promieniowanie. Dzięki temu nie ma bezpośredniego kontaktu czynnika roboczego z elementem grzewczym, przez co zapobiega się korozji/erozji tychże elementów, co skutkuje dłuższym czasem działania napędu, a tym samym satelity. Metody pośrednie mają jednak niewielką sprawność grzewczą w stosunku do metod bezpośrednich, przez co są rzadko stosowane.

Metody bezpośrednie charakteryzują się tym, że energia cieplna z elementów grzejnych przesyłana jest bezpośrednio do czynnika roboczego poprzez wymianę ciepła na drodze przewodzenia i konwekcji wymuszonej. Metody bezpośrednie dają większą sprawność grzania, gdyż czynnik roboczy bezpośrednio ma kontakt z powierzchnią grzewczą. Dzięki temu długość czynna elementu grzewczego jest znacznie krótsza, co skutkuje w mniejszych wymiarach silnika i jego masy.

Najważniejszym parametrem określającym możliwości napędu rakietowego jest jego impuls właściwy lub prędkość wylotowa dla warunków optymalnych, który zależy głównie od temperatury czynnika roboczego i jego masy molowej. I tak dla najczęściej stosowanych gazów roboczych zmienność ich prędkości wylotowej w funkcji temperatury przedstawia poniższy rysunek.



Rys. 5. Wykresy prędkości wylotowej w funkcji temperatury czynnika roboczego, p_c = 20bar, idealne rozprężanie na poziomie morza,[1]

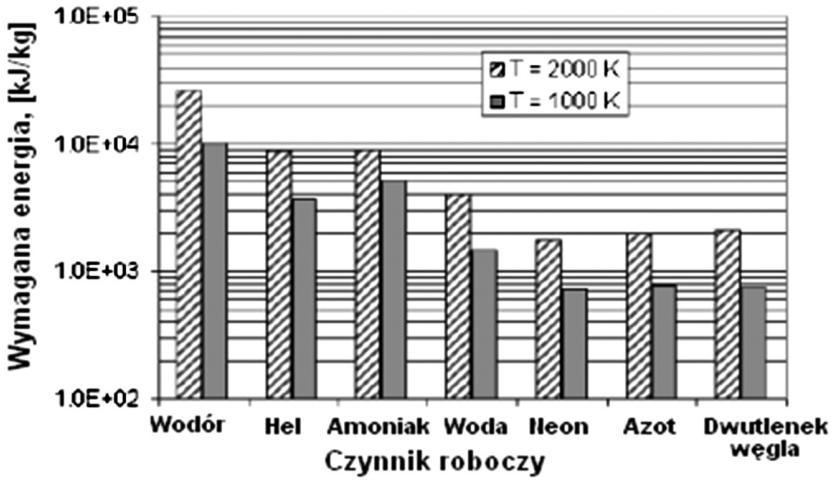
Moc wymaganą do podgrzania czynnika można wyrazić za pomocą zależności:

$$P_{heat} = \dot{n} \cdot \Delta H^{\circ} = \dot{m} \cdot E \tag{2}$$

gdzie:

P_{heat} – wymagana moc grzewcza [W],
n – liczba moli na sekundę [mol/s],
ΔH° – zmiana entalpii całkowitej [J/mol],
E – energia właściwa czynnika roboczego [J/kg].

Wymaganą energię do podgrzania czynnika roboczego do żądanej temperatury przedstawia poniższy wykres.



Rys. 6. Energia wymagana do podgrzania czynnika roboczego z temperatury 298 K do 1000 K i 2000 K, dla wydatku masowego 1 kg/s, [1]

Wartość ciepła Joule'a-Lenza generowana na elemencie grzejnym, z góry ograniczona jest jego właściwościami fizycznymi, tj. opornością elektryczną. Opór przewodnika prądu (elementu grzejnego) wyraża poniższa zależność:

$$R = \rho \cdot \frac{L}{A_{cs}} \tag{3}$$

gdzie:

ρ – oporność elektryczna [Ωm],
L – długość przewodnika [m],
A_{CS} – powierzchnia przekroju poprzecznego przewodnika [m^2].

Ponieważ dla statycznego elementu grzewczego jego efektywność grzania, określona poniższą zależnością jest z góry ograniczona, toteż, aby ją zwiększyć zaproponowano ruchomy element grzewczy poddany drganiom wymuszonym przez zmienne w czasie pole elektromagnetyczne.

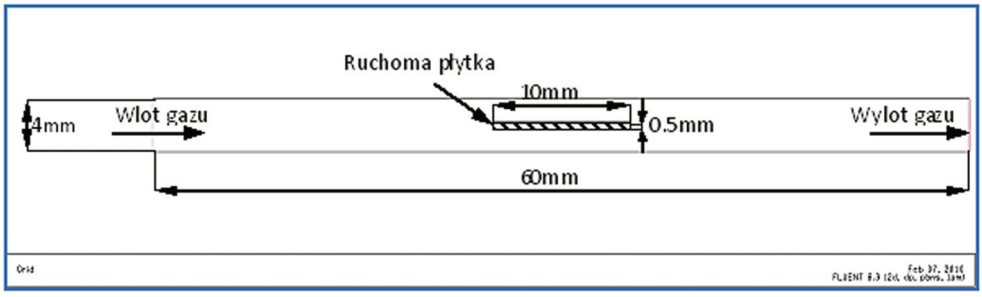
$$\varepsilon = \frac{T_{fluid,exit} - T_{fluid,inlet}}{T_{wall} - T_{fluid,inlet}} \tag{4}$$

gdzie:

$T_{fluid,inlet}, T_{fluid,exit}$ – temperatura gazu na wlocie i wylocie z kanału [K],
T_{wall} – temperatura ścianki elementu grzewczego [K].

NOWA KONCEPCJA WYMIENNIKA CIEPŁA

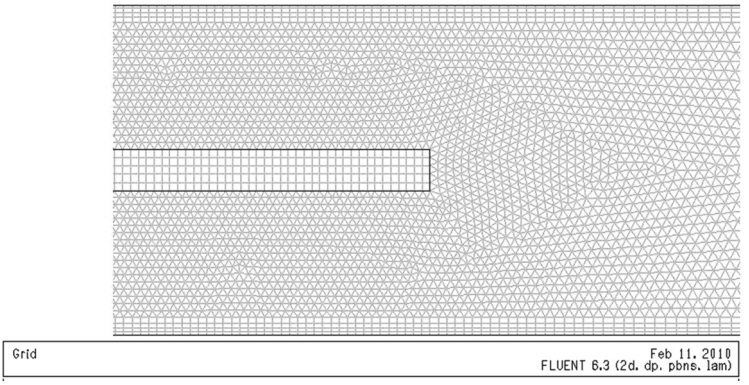
Nowa koncepcja podgrzewania czynnika roboczego w elektrycznym silniku rakietowym polega na zastosowaniu jednostronnie utwierdzonej płytki poddanej oscylacjom sinusoidalnie zmiennym. Dzięki takiemu rozwiązaniu warstwa przyścienna powstająca na płytce zostaje zaburzona, a następnie zerwana. Płyn w zerwanej warstwie przyściennej charakteryzuje się zwiększoną temperaturą, toteż przy oderwaniu od płytki zaczyna się mieszać i ogrzewać pozostałą część przepływającego czynnika roboczego zwiększając przy tym jego entalpię. Zwiększona entalpia czynnika roboczego skutkuje w poprawieniu osiągów silnika. Ruch harmoniczny płytki mógłby być wzbudzany za pomocą zmiennego w czasie pola elektromagnetycznego. Geometryczny model rozważanego przypadku przedstawiono na rysunku poniżej.



Rys. 7. Geometria kanału i płytka

OBLICZENIA NUMERYCZNE

Głównym celem obliczeń było wykazanie wzrostu średniej temperatury na wylocie z kanału, przy wprowadzeniu płytki w ruch oscylacyjny. Siatkę modelu wykonano w programie Gambit.



Rys. 8. Siatka numeryczna modelu, Gambit

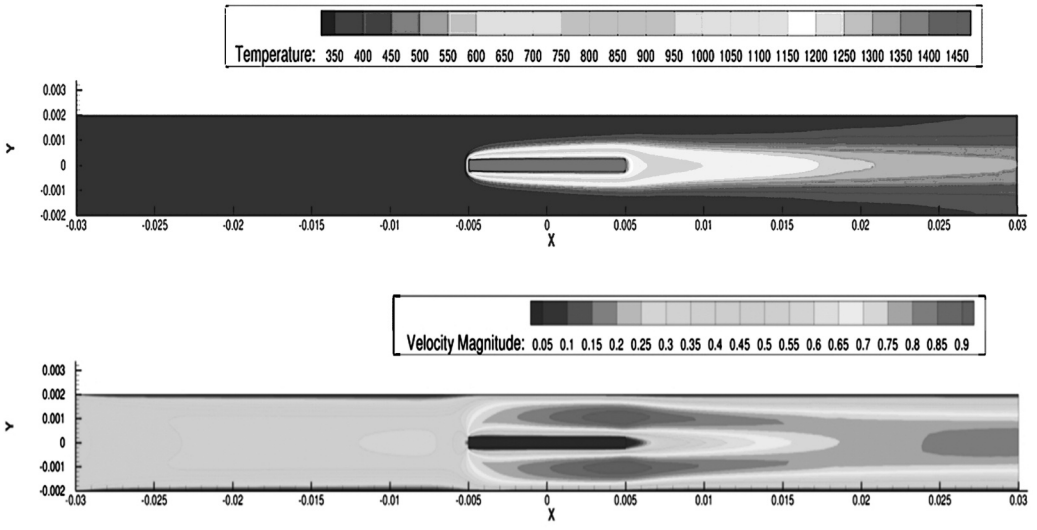
Siatka numeryczna modelu składa się z 23177 elementów, gdzie 99.24% posiada wartość współczynnika „Skew" poniżej 0.1. Maksymalna wartość „Skew" wynosi 0.38.

Badany model posiada następujące właściwości:

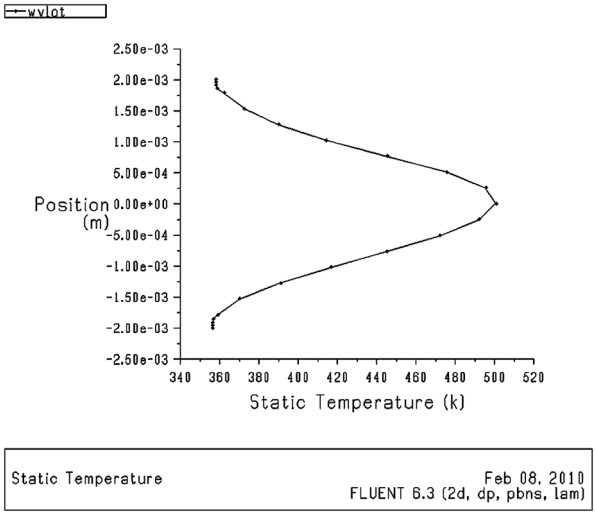
– Ruch płynu odbywa się w przestrzeni 2D.
– Przepływ jest nieściśliwy.
– Czynnik roboczy: gazowy amoniak.
– Przepływ laminarny, liczba Reynoldsa, Re = 1500.
– Płytka posiada stałą temperaturę, T = 1500K.
– Ścianki kanału traktowane są jako adiabatyczne.
– Ciśnienie czynnika roboczego, p_0 = 5bar.
– Temperatura czynnika roboczego na wlocie, T_{inlet} = 300K.

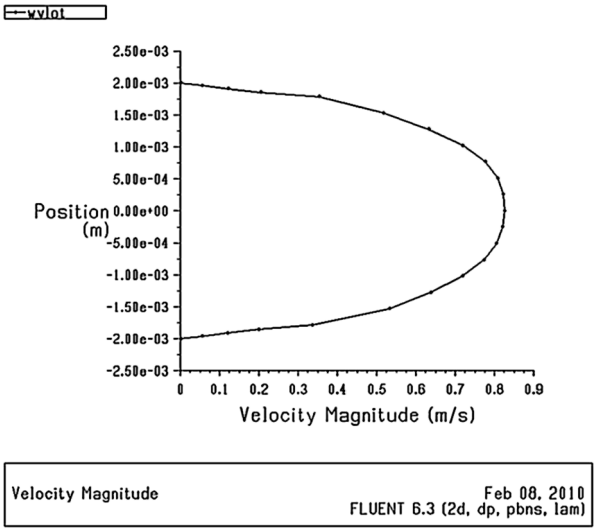
Obliczenia wykonano za pomocą programu Fluent.

W początkowej fazie badań policzony został przypadek nieruchomej płytki dla warunków przepływu ustalonego. Wyniki jakie uzyskano przedstawiają poniższe rysunki.



Rys. 9. Pola temperatury i prędkości w kanale





Średnia temperatura na wylocie (mass-weighted average temperature)	432.62 K

Rys. 10. Profil temperatury i prędkości na wylocie z kanału

Według równania (4) sprawność grzania wynosi tylko ε=11%. Jest to zbyt mała sprawność by układ w takiej formie mógł znaleźć zastosowanie w napędzie elektrycznym. Ruch harmoniczny płytki opisany został równaniami:

$$V_f = A_m 2\pi f \cdot \cos\left(2\pi f \cdot \Delta t\right), \tag{5}$$

$$Y_f = A_m \cdot \sin\left(2\pi f \cdot \Delta t\right), \tag{6}$$

gdzie:

V_f – prędkość płytki [m/s],
Y_f – wychylenie płytki [m],
f – częstotliwość drgań płytki [Hz],
A_m – amplituda wychylenia płytki [m].

Rys. 11. Przykładowe wychylenie i prędkość płytki dla f = 2Hz i A_m = 1mm

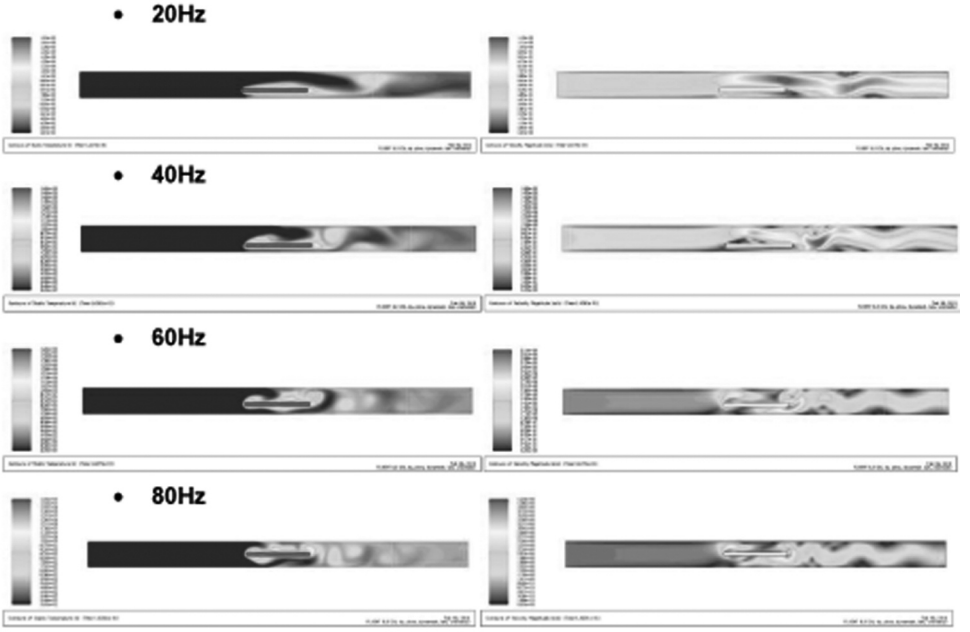
W celu przeprowadzenia obliczeń typu „dynamic mesh", zależność (5) zapisano w formie kompilowanego makra i zaimplementowano do programu Fluent, a następnie powstałe biblioteki przypisano do geometrii płytki. Obliczenia przeprowadzono dla następujących częstotliwości: 20,40,60,80,100,150,200,300,400,500,600,800,1000Hz.

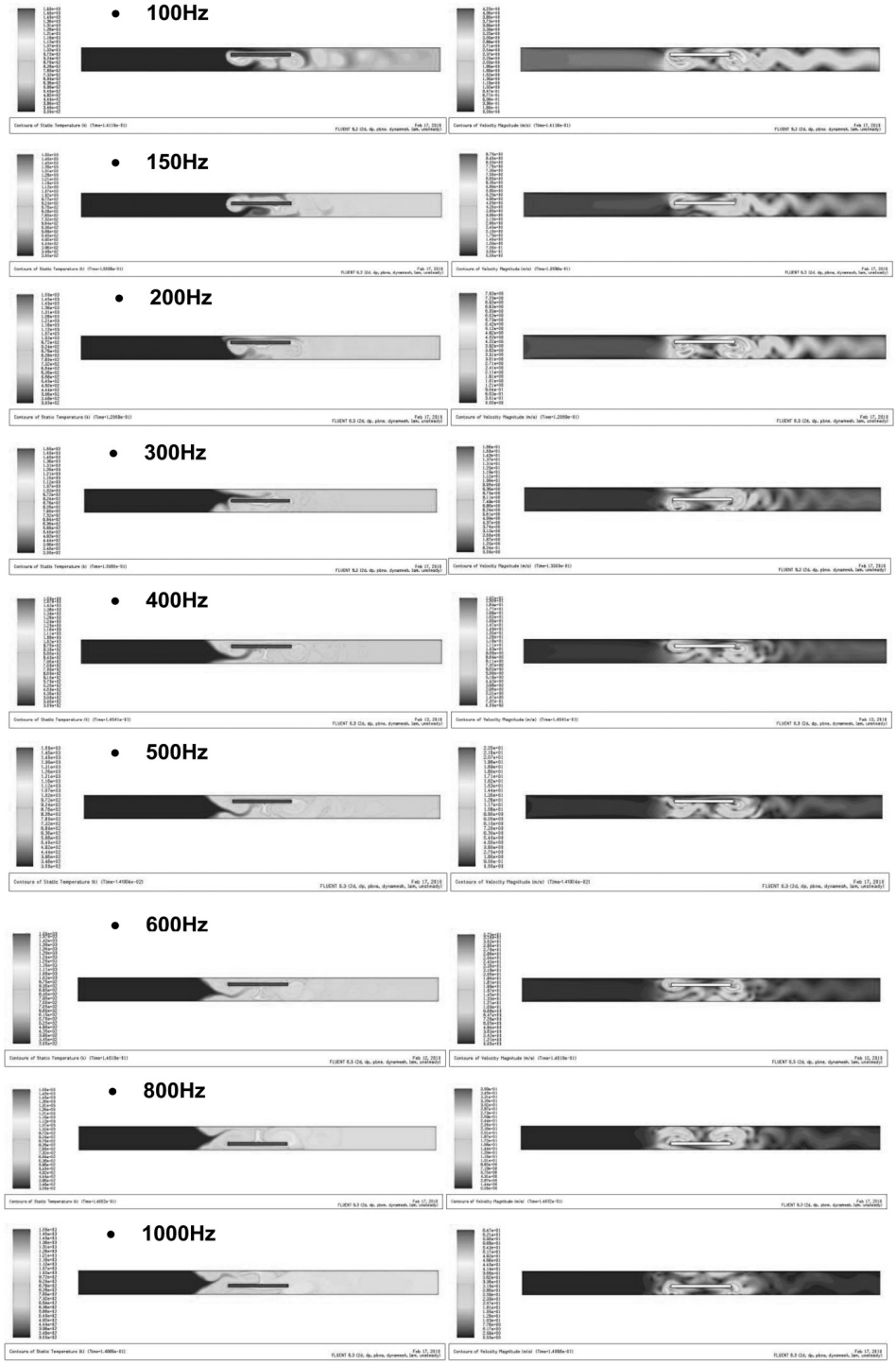
Na podstawie założonej liczby $\mathrm{Re} = \dfrac{\rho \cdot U_{inlet} \cdot L_f}{\mu} = 1500$ otrzymano prędkość wlotową równą: $V_{inlet} = 0,442\,\mathrm{m/s}$

Czas obliczeń określono jako czas potrzebny jednostce objętości do pokonania długości całego kanału, tj. $t_{SOl} = L_{channel}/V_{inlet}$.

$$t_{sol} = 0,14$$

Wyniki obliczeń dla poszczególnych wartości częstotliwości wychyleń przedstawiają odpowiednio poniższe rysunki.

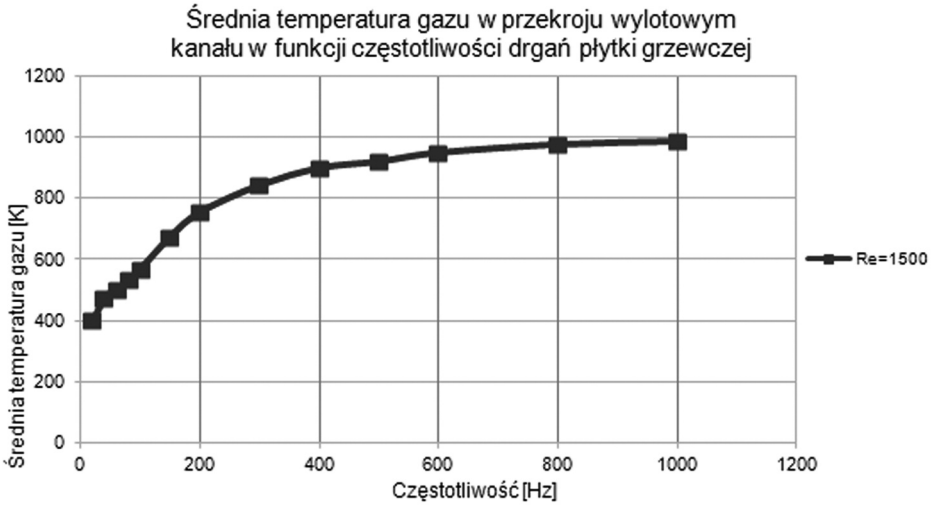




Rys. 12. Pola temperatur i prędkości bezwzględnych dla poszczególnych przypadków obliczeń numerycznych

Następnie po wykonaniu obliczeń numerycznych dokonano analizy pomiaru średniej temperatury (mass-weighted average) na wylocie z kanału.

$$\frac{\int T_\rho \left|\vec{V}\cdot d\vec{A}\right|}{\int \rho \left|\vec{V}\cdot d\vec{A}\right|} = \frac{\Sigma_{i=1}^{n} T\rho_i \left|\vec{V}\cdot d\vec{A}\right|}{\Sigma_{i=1}^{n} \rho_i \left|\vec{V}\cdot d\vec{A}\right|} \tag{7}$$



Rys. 13. Wykres zmiany średniej temperatury na wylocie z kanału w funkcji częstotliwości drgań płytki grzewczej

WNIOSKI I PODSUMOWANIE

Celem wykonywanych obliczeń było wykazanie skuteczności zastosowania drgającej płytki jako elementu poprawiającego wymianę ciepła między ciałem stałym(płytka), a otaczającym je gazem(amoniak). Wyniki jakie uzyskano jednoznacznie wskazują o skuteczności omawianego rozwiązanie, które docelowo mogłoby być stosowane w elektrycznych silnikach rakietowych. Wydajność ogrzewania czynnika roboczego obliczona według równania (4) wyniosła aż 58%. Wzrost wydajność grzania jest aż pięciokrotny, z 11% w przypadku nieruchomej płytki.

Zauważalny jest także charakter asymptotyczny wykresu średniej temperatury na wylocie z kanału w funkcji częstotliwości drgań. Aby jednak znaleźć zależność matematyczną określającą „sztywnym" równaniem wykres przedstawiony na rysunku 13 wymagane są jeszcze długotrwałe analizy przepływu dla różnych liczb Reynoldsa i różnych amplitud wychylenia, być może nawet dla różnych długości płytki grzewczej.

Powyższe wyniki pozwalają stwierdzić, że analizowane rozwiązanie budzi wielką nadzieję w poprawieniu osiągów silników typu resistojet. Niemniej jednak wymagana jest dalsza analiza możliwości zastosowania omawianego sposobu ogrzewania czynnika roboczego, a zwłaszcza analiza masowa i energetyczna mechanizmu odpowiedzialnego za cały proces, tj. oszacowanie masy układ cewek elektromagnetycznych, przewodów, a także źródła energii. Wszystko to ostatecznie określi konkurencyjność rozważanego mechanizmu w stosunku do obecnie stosowanych.

BIBLIOGRAFIA

[1] Micropropulsion Technology Assessment for DARWIN, Master's Thesis, Mikael Kilter, Lulea University of Technology, Department of Space Science, Sweden, 2004
[2] INITIAL DESIGN OF A 1N MULTI-PROPELLANT RESISTOJET DUR-1, EUROPEAN CONFERENCE FOR AEROSPACE SCIENCES (EUCASS), K.J.A. Rycek, B.T.C. Zandbergen Delft University of Technology (DUT), Faculty of Aerospace Engineering, Delft, The Netherlands
[3] SSTL Low Power Technology, SURREY SATTELITE TECHNOLOGY LTD.
[4] THE DESIGN AND PERFORMANCE OF A 3KW CONCENTRIC TUBE RESISTOJET, R. J. Page, R.A. Short, NASA, Spetember 1965
[5] Definition Of A Resistojet Control System For The Manned Orbital Research Laboratory, Final Report, Volume 5, Resistojet Design And Development, R. J. Page, R.A. Short, NASA, May 1968
[6] Development and Testing of a Water Microresistojet, Master's Thesis, R.A. Ferreira, Delft University of Technology, Germany, September 2008

Wojciech Florczuk, Arkadiusz Kobiera

ANALYSIS OF THE OSCILLATING PLATE HEAT EXCHANGER AT THE AMMONIA ENVIRONMENT AS A NEW CONCEPT OF HEAT EXCHANGER FOR THE ELECTRIC ROCKET ENGINE

Abstract

Electric rocket propulsion belong to the group of rocket engines which use thermal energy converted from electric. This energy conversion is crucial problem for this kind of rocket engines. The electric rocket engines are divided by methods of energy conversion and in this work is presented solution for resistance rocket engines called "resistojet". Resistojets are mostly used as a propulsion for attitude control system of satellite platforms because their simplicity, relative high specific impulse and long work-time duration ability. Recently development of new solutions and new materials have significantly increased the efficiency of energy conversion and decreased losses of thermal energy in resistojets. New solution proposed to the resistojets is heat exchanger with flat plate. The phenomena of thermal boundary layer created on surface of plate is additional intensify by high frequency oscillating. Because of dynamic move the boundary layer is broken and mixed in downstream flow. Mixed fluid increase own temperature and enthalpy that is converted to high velocity in the supersonic nozzle. In this work was shown that there is limitation of frequency oscillation of flat plate to enhance thermal process to heating fluid. This work was done as a part of project "ESA PECS 98104 Gas Resistojet Thruster for Medium Size Satellite Attitude Control".