

ANALIZA MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA DYSZY TYPU AEROSPIKE W PIERWSZYM STOPNIU RAKIETY KOSMICZNEJ

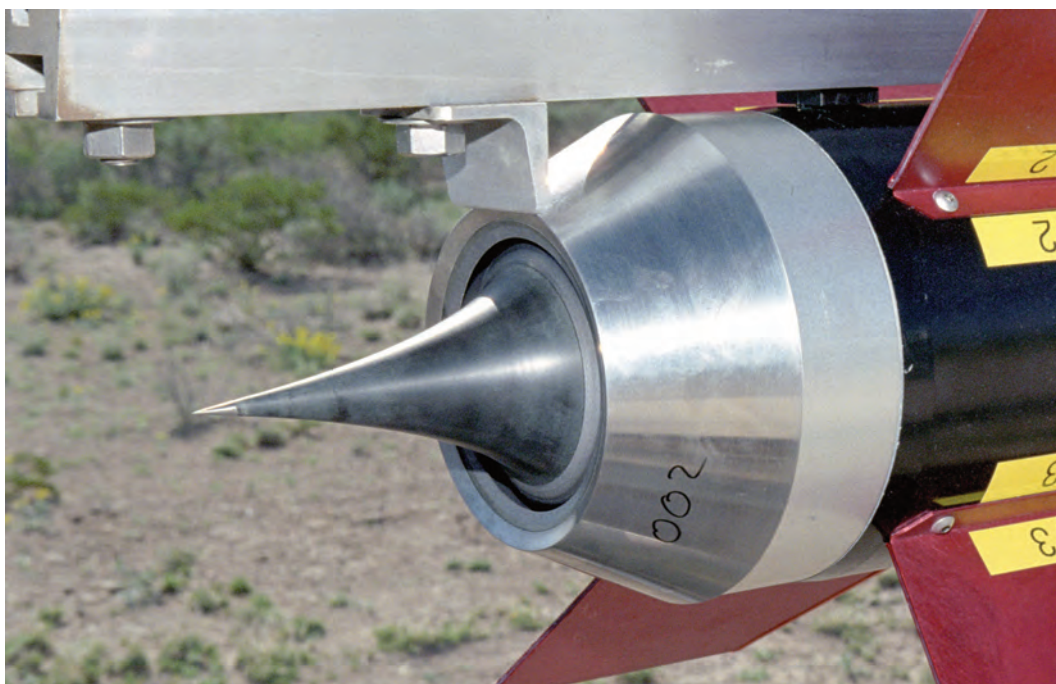
Michał Folusiak
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

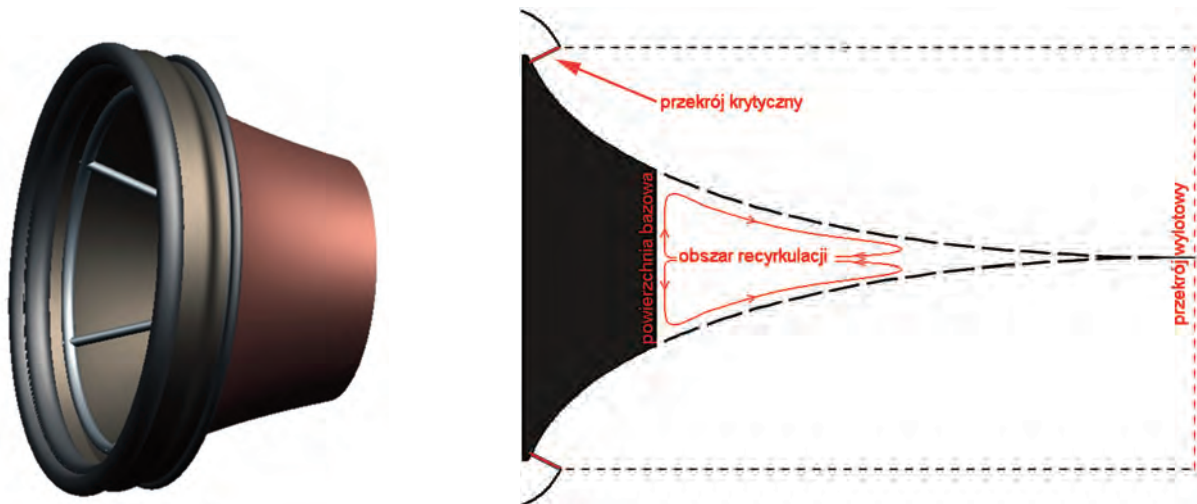
W artykule przedstawiono analizę możliwości wykorzystania dyszy typu aerospike w pierwszym stopniu rakiety kosmicznej. Podsumowano zalety i wady dysz tego typu, przedstawiono również szacunkowe charakterystyki wysokościowe silnika z dyszą aerospike oraz wyniki obliczeń osiągnięć rakiety.

1. WSTĘP

Dysze typu aerospike są przedmiotem badań w USA, Europie, Rosji i Japonii od lat 50-tych ubiegłego wieku. Przyczyną zainteresowania dyszami tego typu jest ich zdolność do adaptacji przepływu w przekroju wylotowym do ciśnienia otoczenia aż do wartości odpowiadającej stosunkowi przekrojów dyszy przy izentropowym rozprężaniu. Cecha ta mogłaby prowadzić do zwiększenia osiągnięć silników pierwszych stopni rakiet kosmicznych.



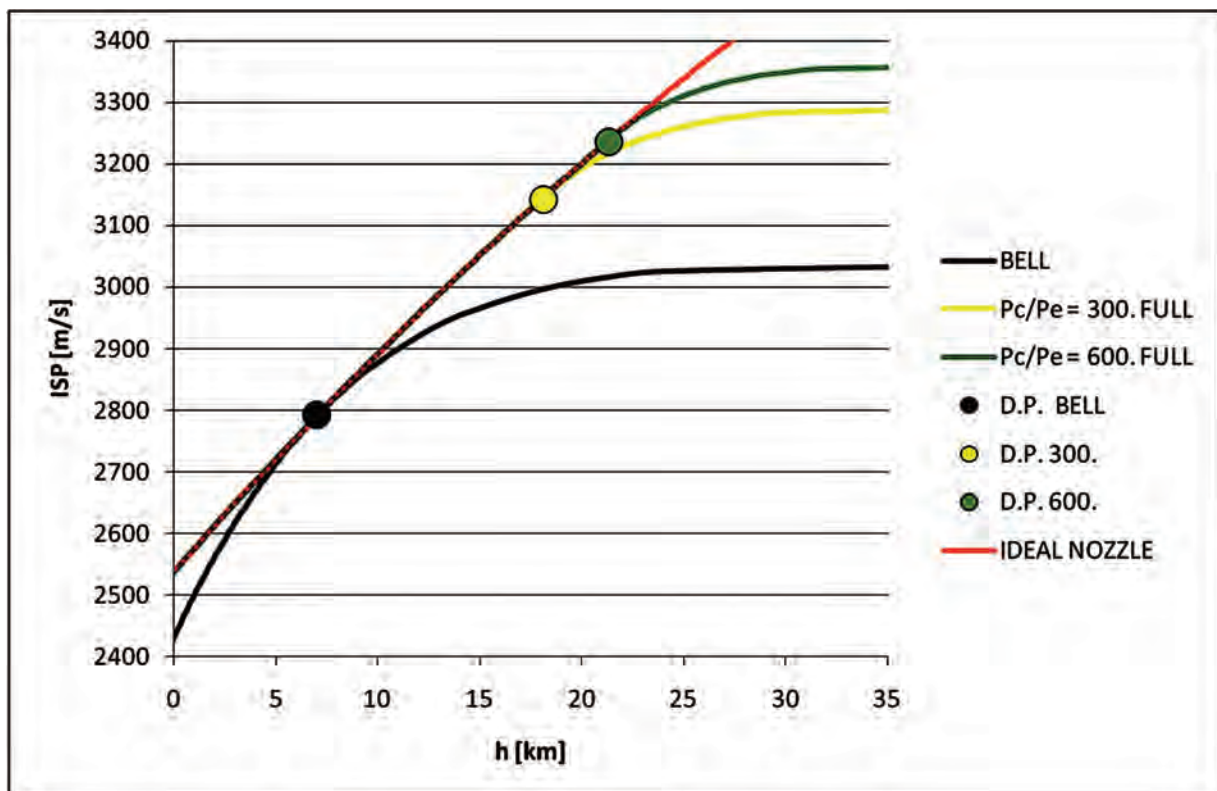
Fot. 1 Widok dyszy typu aerospike w rakiecie na paliwo stałe



Rys. 1. Geometria dyszy aerospike

2. CHARAKTERYSTYKI DYSZ AEROSPIKE

Największą zaletą dyszy typu aerospike (rys. 1) jest aerodynamiczny mechanizm adaptacji do warunków otoczenia. Ciśnienie w przekroju wylotowym dyszy zmienia się wraz z wysokością i równe jest ciśnieniu otoczenia. Adaptacja zachodzi w obszarze ciśnień otoczenia poniżej wysokości obliczeniowej. Powyżej tej wysokości dysza zachowuje się podobnie jak dysza dzwonowa – ciśnienie w przekroju wylotowym dyszy pozostaje stałe i jest równe ciśnieniu obliczeniowemu.



Rys. 2 Teoretyczna charakterystyka wysokościowa dyszy aerospike (idealnie wyprofilowanej, pełna długość) dla dwóch wybranych punktów obliczeniowych (D.P.) na tle charakterystyki dyszy idealnej oraz dyszy dzwonowej

Na rysunku 2 przedstawiona została teoretyczna zależność impulsu właściwego silników z dyszą aerospike (ISP) od wysokości (h) obliczona w programie CEA [1]. Dane, na których oparto

obliczenia przedstawione zostały w tabeli 1. Z wykresu wynika, że zależność impulsu właściwego silnika z dyszą aerospike pokrywa się z zależnością dla dyszy idealnej od wysokości 0 do wysokości obliczeniowej. Powyżej punktu obliczeniowego przyrost impulsu z wysokością jest znacznie mniejszy, odpowiada to ustaleniu się ciśnienia w przekroju wylotowym, podobnie jak ma to miejsce w dyszy dzwonowej.

Z teoretycznej analizy, przedstawionej powyżej, wynika również, że zastosowanie dyszy typu aerospike jest szczególnie uzasadnione w silnikach pierwszych stopni rakiet kosmicznych. Silnik o tym samym ciśnieniu w komorze spalania, z dyszą dzwonową pracującą na granicy oderwania, wytwarza znacznie niższy ciąg, szczególnie w zakresie niskich wysokości lotu, niż silnik z dyszą typu aerospike, którego osiągi są w tym zakresie zbliżone do osiągnięć dyszy idealnej. Z porównania wykresów dla dwóch dysz typu aerospike wynika również, że korzystny jest dobór punktu obliczeniowego silnika na jak największej wysokości. Wybór ten ograniczony jest w zasadzie jedynie poprzez wielkość przekroju wylotowego silnika (tym samym jego gabarytów i masy).

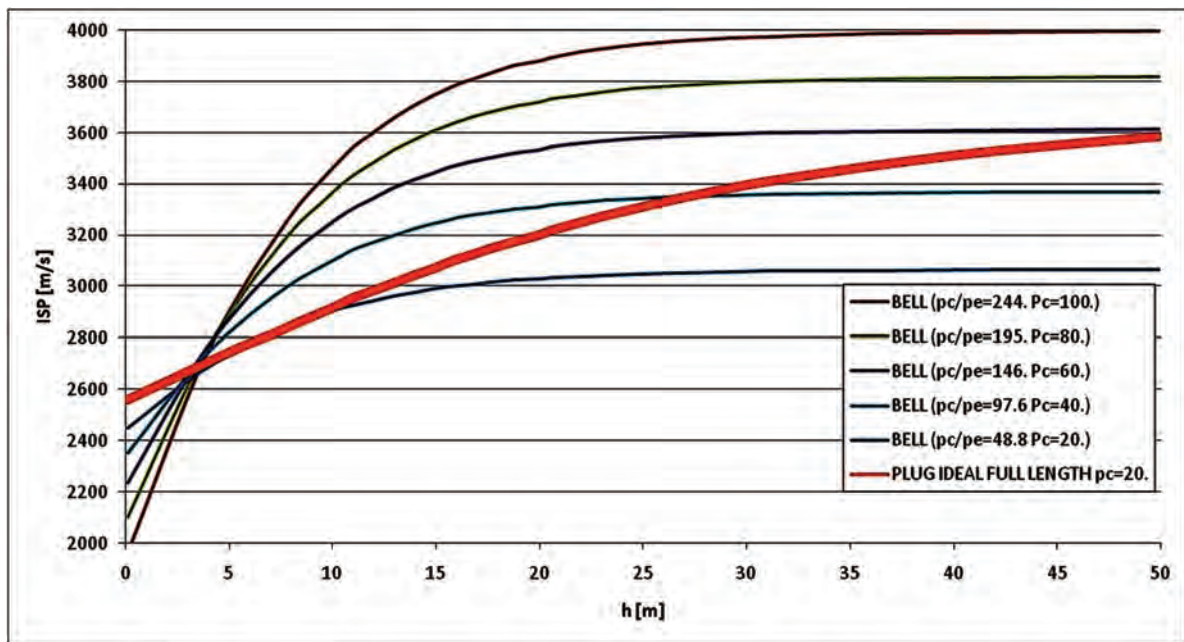
Rzeczywisty impuls właściwy w próżni jest znacznie niższy dla silników wykorzystujących dyszę typu aerospike niż dyszę dzwonową o tym samym współczynniku rozwarcia, co wynika ze strat związanych z ich skracaniem lub podziałem toroidalnych komór spalania. Mimo to, stosunek przekrojów dyszy dzwonowej ograniczony jest poprzez kryterium oderwania w dyszy, dlatego dla uzyskania wyższych impulsów właściwych w silnikach pracujących w pierwszych stopniach rakiet konieczne jest zwiększanie ciśnienia w komorze spalania (Rys. 3). Pole powierzchni wylotowej dyszy aerospike może być znacznie większe i pozwala na najlepsze wykorzystanie powierzchni przekroju stopnia rakiety. Bardzo duże współczynniki rozwarcia dysz typu aerospike powodują, że zarówno impuls przy powierzchni ziemi, jak i w próżni mogą być znacznie wyższe od impulsu osiągniętego w dyszy dzwonowej o tym samym ciśnieniu w komorze spalania.

Tabela 1 Dane do wyznaczenia charakterystyk

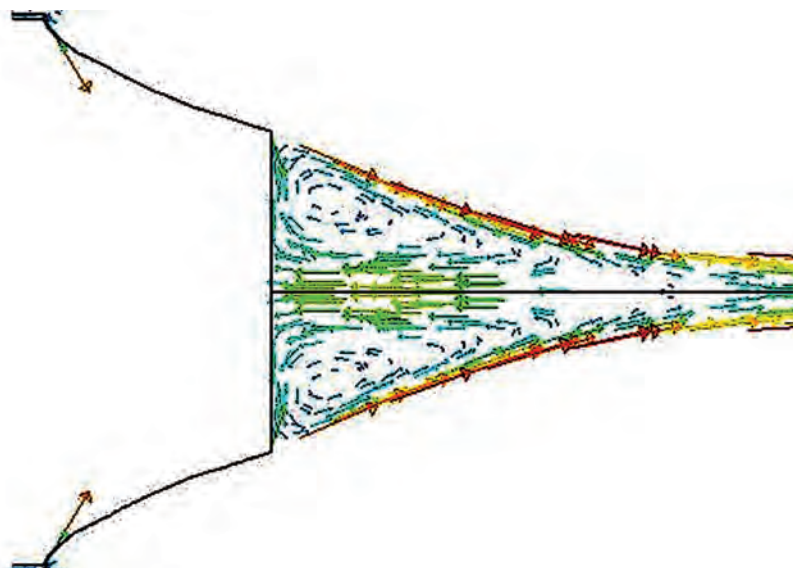
	Dysza dzwonowa (BELL)	Dysza Aerospike (PLUG) (żółty pkt obliczeniowy)	Dysza Aerospike (PLUG) (zielony pkt obliczeniowy)
paliwo/utleniacz, OF	CH ₄ / O ₂ 3,1:1		
Pc [bar]	20,0		
Pc/Pe [-]	48,8	adaptacja	
Ae/At [-]	6,67	25,5	42,8
Pe [bar] obliczeniowe	0,410	0,067	0,033
H [km] obliczeniowa	7,1	18,8	23,2

3. CHARAKTERYSTYKI SKRÓCONYCH DYSZ AEROSPIKE

Zastosowanie w praktyce idealnie wyprofilowanej dyszy aerospike o pełnej długości jest nieoptymalne ze względu na duże wymiary (długość około 2 razy większa od średnicy) oraz dużą masę konstrukcji. Dysza skrócona powstaje poprzez obcięcie konturu idealnie wyprofilowanej dyszy do pewnej długości, wyrażonej w procentach długości początkowej. W praktyce rozważa się wykorzystywanie silników z dyszami o długości około 20-30 % względem długości idealnego konturu. Niestety, skrócenie dyszy pociąga za sobą problemy związane z pojawieniem się w przepływie zjawisk, które mają duży wpływ na osiągi. W miejscu odciętej części dyszy pojawia się obszar poddźwiękowego przepływu (rysunek 4). Obszar ten kształtuje aerodynamicznie obciążoną część ciała centralnego (stąd nazwa aerospike).



Rys. 3. Porównanie dysz dzwonowych o różnym ciśnieniu w komorze spalania i ciśnieniu w przekroju wylotowym $Pe=0,41$ bar (granica oderwania na poziomie $h=0m$)



Rys. 4. Obszar poddźwiękowego przepływu (recyrkulacji) za powierzchnią bazową dyszy aerospike (na podstawie analiz numerycznych)[2].

Zachowanie się przepływu w tym obszarze okazuje się mieć ogromny wpływ na charakterystyki skróconej dyszy aerospike, na co wskazuje literatura przedmiotu. Kluczową rolę w kształtowaniu charakterystyk obciętej dyszy aerospike odgrywa ciśnienie oddziaływujące na powierzchnię bazową. Ze względu na wartość ciśnienia w obszarze recyrkulacji wyróżnia się 2 reżimy pracy dyszy aerospike.

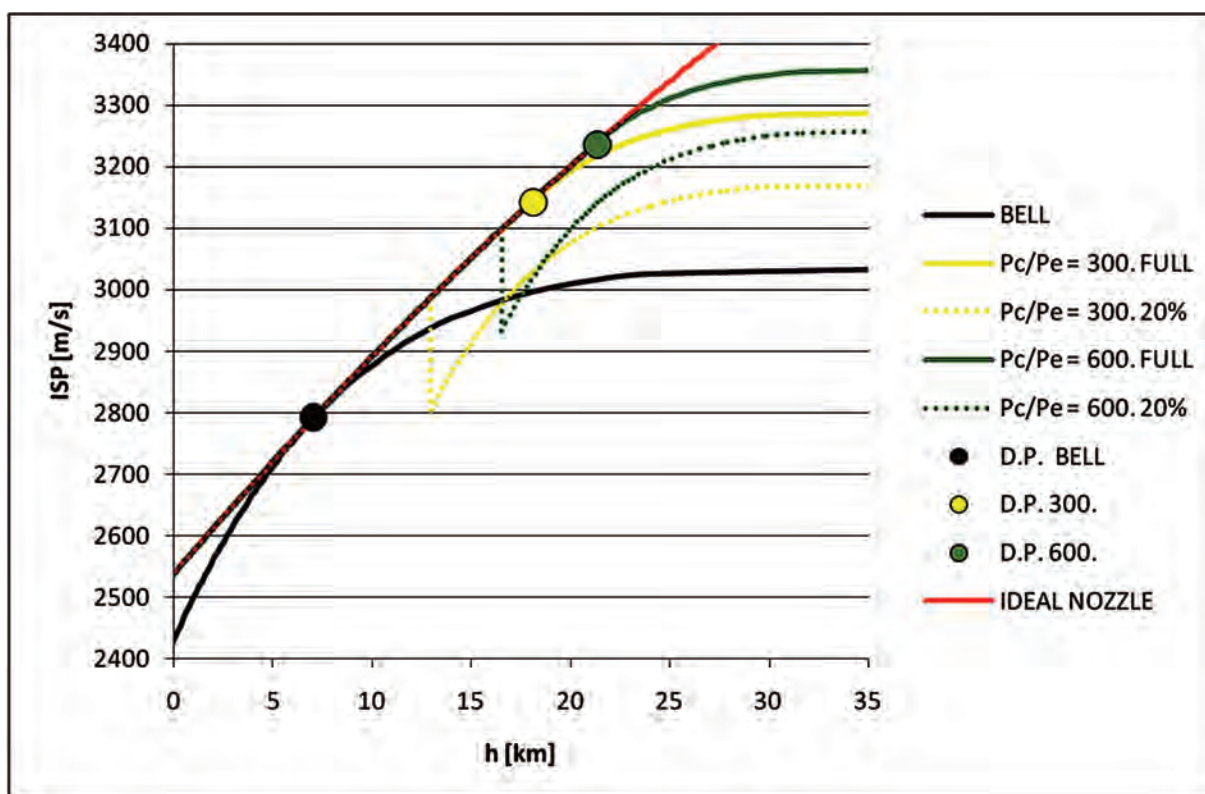
Na rysunku 5 przedstawiono charakterystyki dwóch dysz skróconych, obok teoretycznych charakterystyk pełnych dysz aerospike. W obszarze niskich wysokości (wysokich ciśnień otoczenia) ciśnienie w obszarze martwego przepływu zależne jest od ciśnienia otoczenia. Mówi się o „otwartym obszarze recyrkulacji”. Dla pewnego ciśnienia otoczenia, poniżej ciśnienia obliczeniowego następuje nagła zmiana reżimu pracy dyszy – transformacja do „zamkniętego obszaru recyrkulacji”. Zmiana ta jest dobrze widoczna na charakterystyce wysokościowej silnika (nagły spadek wartości ciągu). Ciśnienie w obszarze recyrkulacji powyżej wysokości transformacji pozostaje stałe i jest początkowo niższe od ciśnienia otoczenia. Dla dyszy skróconej o długości 20%

powoduje ono spadek wartości ciągu o około 5%.

Analiza zjawiska transformacji regionu recyrkulacji jest kluczowa dla możliwości przewidzenia charakterystyki wysokościowej silnika z dyszą aerospike. Istniejące modele[3] opisujące to zjawisko opierają się na danych eksperymentalnych oraz/lub wykorzystują metody analityczne. Zadaniem tych modeli jest przewidzenie wartości dwóch parametrów: ciśnienia otoczenia przy którym zachodzi transformacja oraz wartości ciśnienia w przekroju bazowym w „zamkniętym obszarze recyrkulacji.”

4. DYSZA TYPU AEROSPIKE W PIERWSZYM STOPNIU RAKIETY KOSMICZNEJ

Przedstawione wyniki obliczeń charakterystyk skróconej dyszy aerospike (Rys. 5.) pokazują, że pomimo nagłego, choć nieznacznego spadku impulsu właściwego silnika z dyszą aerospike jej charakterystyki są znacznie lepsze niż dyszy dzwonowej o tym samym ciśnieniu w komorze spalania. Zastosowane dyszy dzwonowej w pierwszym stopniu rakiety kosmicznej ma więc sens jedynie do silników o wysokim ciśnieniu w komorze spalania (rys. 3.). Założenie takie eliminuje automatycznie możliwość zastosowania w pierwszym stopniu rakiety ciśnieniowego systemu zasilania – dużo prostszego i tańszego od systemu zasilania turbo-pompowego, gdyż systemy tego typu mogą być efektywnie stosowane w systemach o ciśnieniu do 20-30 bar.



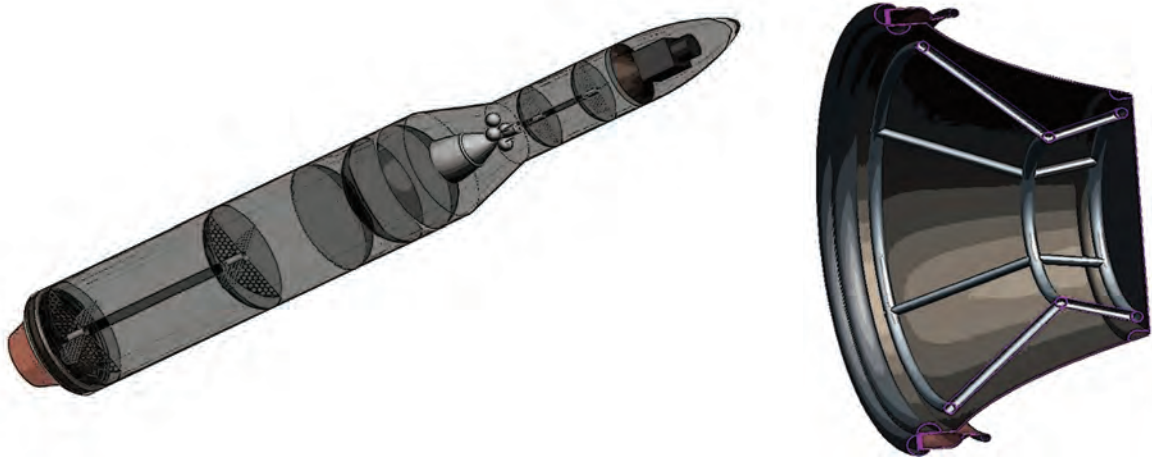
Rys. 5. Teoretyczna charakterystyka wysokościowa dyszy aerospike (idealnie wyprofilowanej, pełna długość) dla dwóch wybranych punktów obliczeniowych na tle charakterystyki dyszy idealnej oraz dyszy dzwonowej. Linia przerywaną zaznaczono charakterystyki dysz skróconych.

Silnik z dyszą typu aerospike wydaje się być idealnym rozwiązaniem do zastosowania w zasilanym ciśnieniowo pierwszym stopniu rakiety kosmicznej. Rozwiązanie takie jest najbliższe przypadkowi idealnego izentropowego rozprężania, więc najbardziej efektywne energetycznie. Inną zaletą jest łatwość integracji silnika ze strukturą rakiety - średnica silnika może być porównywalna ze średnicą stopnia, co pozwala na optymalne wykorzystanie powierzchni przekroju stopnia rakiety.

Na Rys. 6 przedstawiono szkic koncepcyjny rakiety dwustopniowej oraz silnika zaproponowanego

jako napęd pierwszego stopnia takiej rakiety. Projekt koncepcyjny takiej rakiety o masie 25 ton opracowany w Instytucie Lotnictwa zakłada, że oba stopnie rakiety mogłyby być zasilane w materiał pędny (metan, tlen) w systemie ciśnieniowym, co znacznie upraszcza jej konstrukcję.

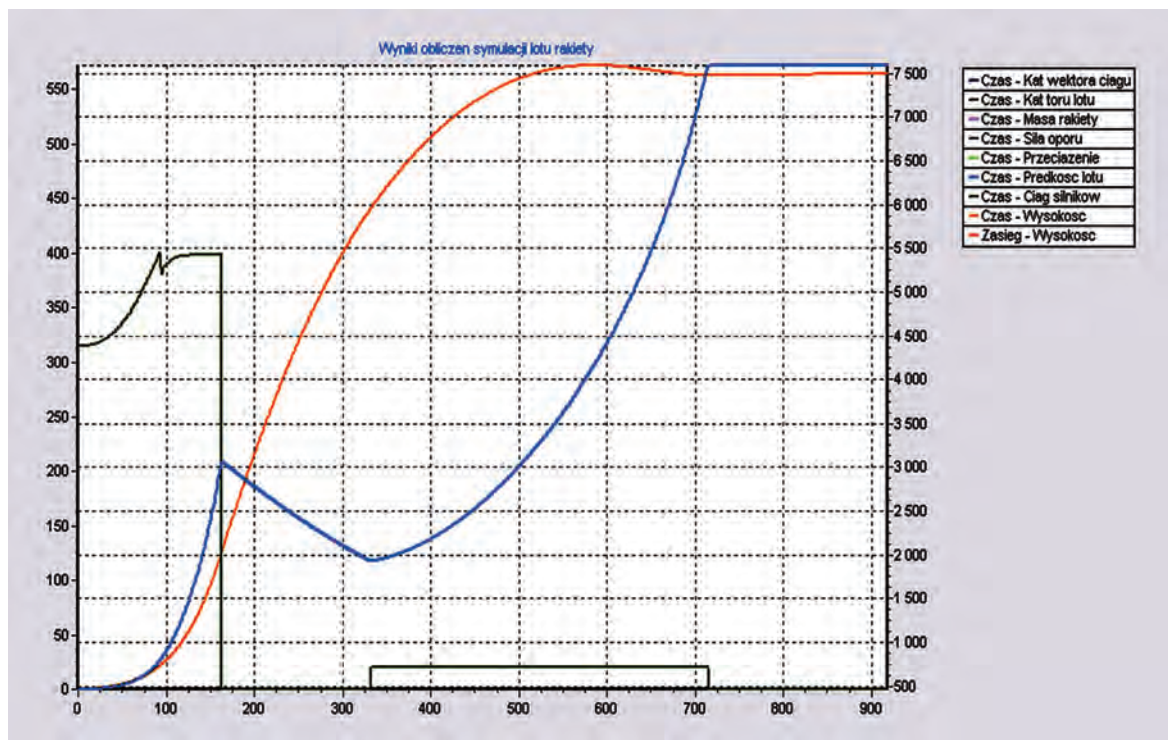
W tabeli 2 zestawiono parametry silników obu stopni rakiety. Na rys. 7 przedstawiono wyniki symulacji lotu tej rakiety wykonanej przy użyciu programu VRS [4].



Rys. 6. Koncepcja rakiety dwustopniowej i silnik pierwszego stopnia z dyszą typu aerospike

Tabela 2 Parametry silników koncepcyjnej rakiety dwustopniowej.

Stopień	Ciąg [kN]	Ciśnienie w komorze [bar]	Stosunek przekrojów [-]	ISP vac (sl) [m/s]	Średnica silnika [m]
I	430 (sl)	20	42,8	3240 (2560)	2,4
II	20,1 (vac)	10	80	3400	1,1



Rys. 7. Wysokość, prędkość i ciążka w funkcji czasu w locie na orbitę 600 km SSO z ładunkiem 100 kg. Wyraźnie widoczne załamanie charakterystyki ciążki na wysokości około 20 km (90. sek.).

Pomimo wielu niewątpliwych zalet dysz aerospace, literatura przedmiotu wskazuje również na problemy związane z tym rozwiązaniem. Należą do nich między innymi:

- konieczność chłodzenia dużej powierzchni dyszy;
- lokalne przegrzania powierzchni i niestabilności spowodowane zjawiskami falowymi;
- mała szerokość przekroju krytycznego (związane z nią problemy dokładności wykonania oraz możliwe duże straty ciśnienia);

Znalezienie rozwiązania dla tych problemów otworzyłoby drogę do powszechnego stosowania tego rodzaju dysz w pierwszych stopniach rakiet.

BIBLIOGRAFIA

- [1] McBride, B.J. & Gordon, S.: **Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. I. Analysis.** 1994,.
- [2] Folusiak, M.: **Obliczenia osiągnę dyszy aerospace przy użyciu pakietu FLUENT.** *Prace Instytutu Lotnictwa* 2009, Nr. 198:.
- [3] Onofri, M.: **Plug Nozzles: Summary of Flow Features and Engine Performance.** 2002,.
- [4] Florczuk, W.: **VRS - Program do symulacji lotu rakiet wielostopniowych.** *Prace Instytutu Lotnictwa* 2009, Nr. 198:.

Michał Folusiak

ADVANTAGES OF USING AEROSPIKE NOZZLE IN THE FIRST STAGE OF ROCKET LAUNCHER

Abstract

Paper presents discussion of advantages and disadvantages of using aerospace nozzle in the first stage of rocket launcher. Nozzle performance, as well as performance of the conceptual rocket launcher, were also presented in the paper.