



WYBRANE PROBLEMY KONSTRUKCJI 120 MM ODŁAMKOWO-BURZĄCYCH POCISKÓW MOŹDZIERZOWYCH

Mariusz MAGIER, Tomasz MERDA
Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia

Streszczenie: W artykule przybliżono problematykę konstruowania pocisków moździerzowych szczególnie w aspekcie doboru kształtu pocisku i jego wpływu na charakterystyki aerodynamiczne. Wyniki obliczeń numerycznych przeprowadzonych za pomocą oprogramowania Ansys Fluent v14,5 przedstawiają przybliżone (ze względu na ograniczoną dokładność zastosowanego oprogramowania) rozkłady ciśnień na powierzchni wybranych konstrukcji pocisków moździerzowych dla 0,5 i 1,5 Macha. Ponadto wykonano analizę porównawczą współczynników oporu analizowanych pocisków moździerzowych, której wyniki posłużyły m.in. do opracowania wstępnych tabel strzelniczych dla modernizowanych i nowoprojektowanych pocisków do moździerza RAK.

Słowa kluczowe: mechanika, balistyka, pocisk moździerzowy

1. Wprowadzenie

Obecna wizja rozwoju i modernizacji wojsk rakietowych i artylerii na najbliższe lata zakłada długofalową modernizację wyposażenia polskich artylerzystów w oparciu o planowane środki finansowe, które powinny być zwiększone, co najmniej dwukrotnie w stosunku do założeń poprzedniego planu 2007-2012. Prowadzony obecnie proces profesjonalizacji i uzawodowienia Sił Zbrojnych RP, a także wdrażanie do uzbrojenia nowych technologii i środków rozpoznania oraz rażenia na polu walki, będzie miał decydujący wpływ na strukturę oraz wyposażenie pododdziałów artylerii, które nadal będą stanowić bezpośrednie wsparcie batalionów piechoty zmotoryzowanej, zmechanizowanej, górskiej, kawalerii powietrznej oraz formacji wsparcia ogniowego.

Jednym z podstawowych wymogów stawianych artylerii na obecnym polu walki jest mobilność, która charakteryzuje się prędkością poruszania się artyleryjskiego środka ogniowego po drogach i bezdrożach. W przypadku sprzętu ciągnionego wpływ na tę wielkość ma także rodzaj środka holującego (samochodu lub specjalnego ciągnika artyleryjskiego). Współczesne artyleryjskie środki ogniowe mogą poruszać się po drogach z prędkościami do 70-80 km/h. Mobilność sprzętu to także możliwość transportu z użyciem takich środków jak samoloty

i śmigłowce. Zwłaszcza śmigłowce w ostatnich latach są często używane do przenoszenia dział, niekiedy wprost na stanowisko ogniowe. Wobec wyczerpywania się rezerwy technicznego 120 mm moździerzy wz. 38/43, po roku 2010 planuje się wprowadzenie do uzbrojenia 120 mm moździerzy samobieżnych. Obecnie w Hucie Stalowa Wola trwają badania kwalifikacyjne 120 mm moździerza samobieżnego *Rak* na podwoziu kołowym KTO (rys.1) *Rosomak* oraz gąsienicowym od haubicy samobieżnej 2S1 *Goździk*.



Rys. 1. 120 mm moździerz samobieżny Rak na podwoziu KTO Rosomak (fot. HSW-CPW)

W roku 2008 (w ramach realizacji pierwszego etapu pracy własnej) WITU przystąpił do opracowania amunicji z pociskami odłamkowo-burzącymi do moździerza *Rak*. Obecnie Konsorcjum ZM.DEZAMET S.A. i WITU realizuje umowę na pracę rozwojową (kr. *Rak-Amunicja*) dotyczącą wdrożenia do produkcji amunicji odłamkowo-burzącej, dymnej i oświetlającej do moździerza RAK, zawartą z Inspektoratem Uzbrojenia MON w roku 2012.

Ponadto w Inspektoracie Uzbrojenia MON wszczęto w roku 2015 procedurę wyłonienia wykonawcy procesu modernizacji znajdującej się obecnie w zapasach Wojska Polskiego 120 mm amunicji z pociskiem OF-843, która będzie używana do szkolenia załóg moździerzy samobieżnych *Rak*.

W przypadku wcześniej wymienionej nowoprojektowanej amunicji z pociskiem odłamkowo-burzącym (kr. *Rak-Amunicja*) głównym wymogiem WZTT jest zapewnienie donośności maksymalnej pocisku minimum 10 000 m.

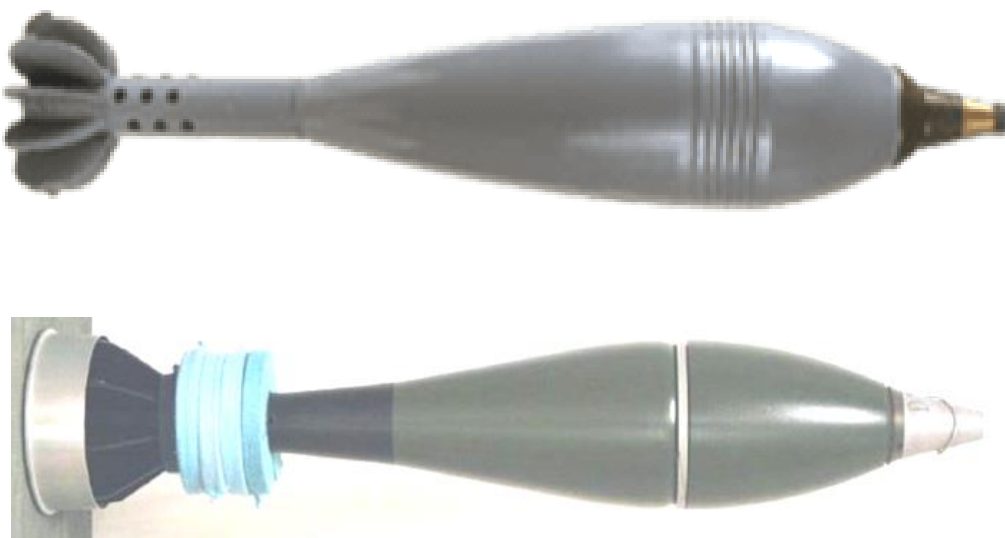
Wymóg ten implikuje fakt, że pocisk ten, przy zakładanej masie około 15 kg, będzie poruszał się na torze lotu także z prędkościami naddźwiękowymi w przeciwieństwie do dotychczas stosowanych w 120 mm moździerzach WP pocisków OF-843 (których prędkość na torze lotu nie przekraczała 1Ma).

Obie konstrukcje odpowiadają dwóm podstawowym zarysom pocisków odłamkowo-burzących stosowanych do współczesnych moździerzy:

- zarys klasyczny (nazywany również zarysem kropłowym). Zarys taki zwykle posiadają pociski wystrzeliwane z prędkościami poddźwiękowymi,
- zarys dalekoński, nadawany pociskom przeznaczonym do strzelania z prędkościami naddźwiękowymi.

Różnice w ukształtowaniu obu zarysów uwidoczniło na rysunku 2, na którym przedstawiono zdjęcia 120 mm pocisków odłamkowo-burzących:

- OF-843A z zapalnikiem głowicowym M-12 (produkcji rosyjskiej),
- 120 VAM15.0 do samobieżnego moździerza AMOS (produkcji fińskiej).



Rys. 2. Porównanie kształtów 120 mm pocisków moździerzowych: od góry OF-843 i 120 VAM15.0

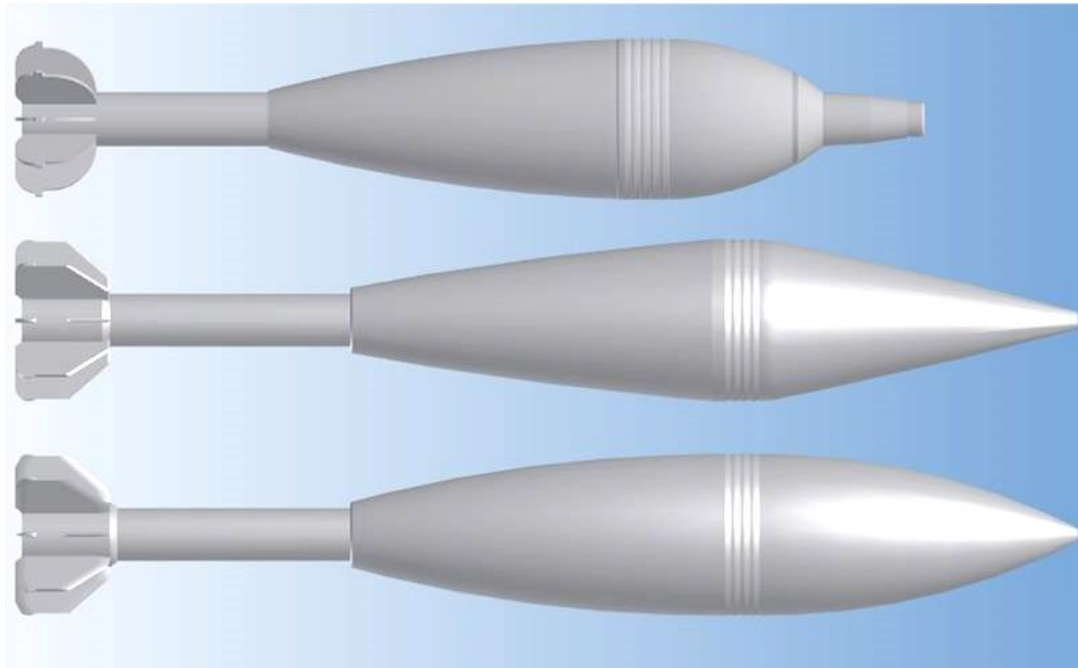
W celu przybliżenia problematyki konstruowania odłamkowo-burzącej amunicji moździerzowej przeprowadzono symulacje numeryczne obrazujące różnice w charakterystykach aerodynamicznych przedmiotowej amunicji do 120 mm moździerza RAK, zarówno starego typu (OF-843) jak i nowoprojektowanej, których wyniki posłużyły do opracowania wstępnych tabel strzelniczych.

2. Charakterystyka modelu obliczeniowego współczynników oporu pocisków moździerzowych

W celu wykonania analizy porównawczej parametrów aerodynamicznych konstrukcji 120 mm pocisków moździerzowych OF-843 i nowoprojektowanych do moździerza RAK wykorzystano program ANSYS Fluent v14,5, który umożliwia wykonywanie obliczeń dotyczących zagadnień mechaniki płynów (CFD). Program Fluent wykorzystuje metodę objętości skończonych (MOS). Do obliczeń wykorzystano siatkę obliczeniową wykonaną przez autorów oraz dane pobrane z opracowanej w WITU dokumentacji konstrukcyjnej na zmodernizowany nabój z pociskiem OF-843 [1], dokumentacji konstrukcyjnej na 120 mm pocisk HE do moździerza RAK o zwiększonej donośności [2], oraz z dokumentacji technicznej na zapalnik M-12 [3]. Obliczenia numeryczne przeprowadzono dla wybranych prędkości opływu tj. 0,2, 0,5, 0,8, 0,9, 0,95, 1, 1,1 1,3, 1,5 Macha. Parametry powietrza przyjęto zgodnie ze standardem NAA (*Normal Artillery Atmosphere*). Ze względu na mniejszą niż w przypadku programów specjalistycznych (opartych na metodzie MRS) dokładność obliczeń zastosowanego oprogramowania komercyjnego ANSYS Fluent v14,5, uzyskane wyniki obliczeń należy traktować z dużym przybliżeniem.

2.1. Siatka obliczeniowa

Ogólną budowę analizowanych pocisków moździerzowych przedstawiono na rysunku 3.



Rys. 3. Kształty analizowanych 120 mm pocisków moździerzowych – od góry: OF-843 z zapalnikiem M-12, jeden z wariantów nowego pocisku z zarysem stożkowym w przedniej części z nowym zapalnikiem uderzeniowym oraz wariant końcowy nowego pocisku z poprawionym zarysem kadłuba pocisku i skrzydełek stabilizatora z nowym zapalnikiem uderzeniowym

Do obliczeń wykorzystano mieszaną siatkę trójwymiarową.

2.2. Model matematyczny i fizyczny

Do obliczeń zastosowano model oparty na gęstości typu jawnego, uwzględniający ściśliwość z równania gazu doskonałego i lepkość gazu. Jako model lepkości wybrano $k-\omega$ SST (*Shear-Stress Transport*). Jest to model Mentera typu RANS (uśredniający liczbę Reynoldsa w równaniach Naviera-Stokesa) opierający się na energii kinetycznej turbulencji (k) i charakterystycznym współczynniku dyssypacji (ω) z funkcją mieszania równań w funkcji odległości od ściany. Mieszanie pozwala na płynne przejście ze zmodyfikowanego modelu $k-\omega$ Wilcoxa przy ścianie do standardowego modelu $k-\epsilon$ daleko od ściany. Model ten, w celu odpowiedniego odwzorowywania, wymaga przyjęcia parametru $y^+ < 2$. Parametr y^+ jest bezwymiarową odległości od ściany w funkcji określonych parametrów przepływu. Po wykonaniu obliczeń przy największej prędkości opływu w całej siatce obliczeniowej otrzymano parametr $y^+ < 1$.

Układ równań wyrażający model turbulencji Mentera BSL (*baseline*) $k-\omega$, w tym i $k-\omega$ SST (wg. Fluent Theory Guide), ma następującą postać [5, 6]:

- równanie przenoszenia energii kinetycznej turbulencji:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (1)$$

- równanie przenoszenia dyssypacji energii turbulencji:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (2)$$

gdzie:

t – czas,

ρ – gęstość,

k – energia kinetyczna turbulencji,

ω – charakterystyczny współczynnik dyssypacji,

x – współrzędna przestrzenna,

u – prędkość,

Γ_k, Γ_ω – człony dyfuzji energii kinetycznej i współczynnika dyssypacji,

G_k – człon wytwarzania energii kinetycznej turbulencji,

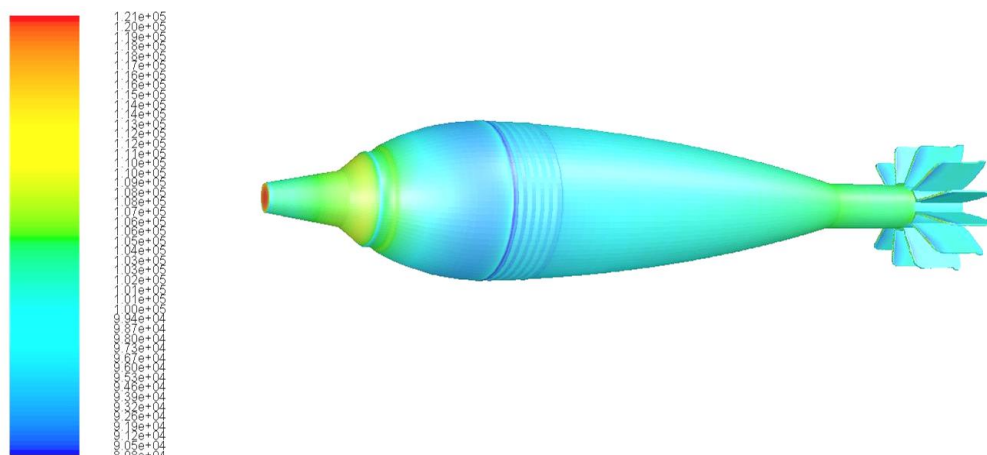
G_ω – człon wzrostu współczynnika dyssypacji,

Y_k, Y_ω – człony rozpraszania energii kinetycznej i współczynnika turbulencji,

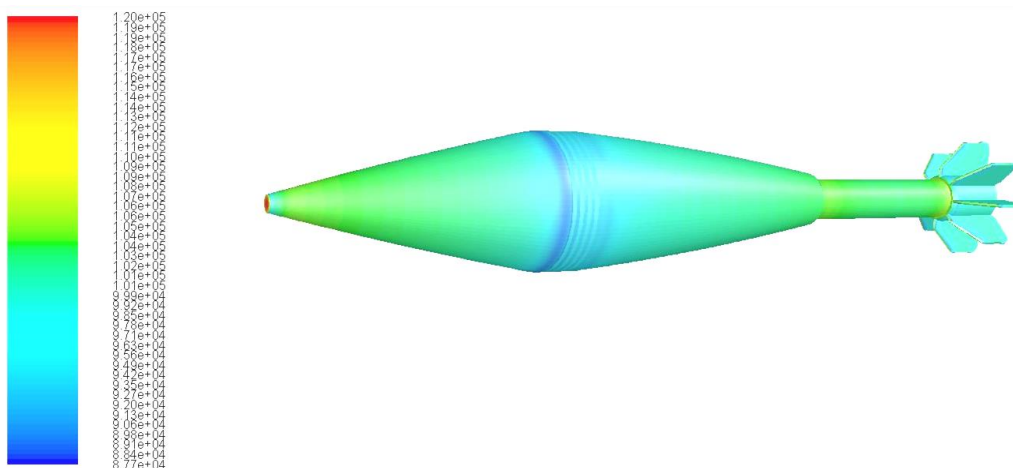
D_ω – człon dyfuzji wzajemnej między modelami k- ϵ i k- ω .

3. Wyniki symulacji numerycznych

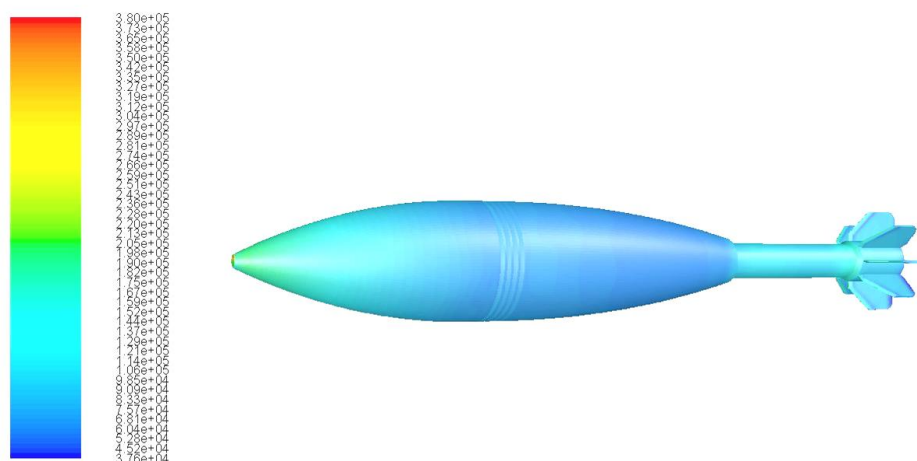
Analiza numeryczna pozwala na określenie m. in. sił ciśnienia oraz lepkości płynu działającego na powierzchni opływanych elementów. Na poniższych rysunkach przedstawiono rozkłady ciśnień na powierzchniach, analizowanych konstrukcji pocisków moździerzowych dla 0,5 i 1,5 Macha.



Rys. 4. Rozkład ciśnienia (Pa) w konstrukcji pocisku OF-843 z zapalnikiem M-12 dla 0,5 Ma



Rys. 5. Rozkład ciśnienia (Pa) w konstrukcji wariantu nowego pocisku z zarysem stożkowym w przedniej części z nowym zapalnikiem uderzeniowym dla 0,5 Ma



Rys. 9. Rozkład ciśnienia (Pa) w konstrukcji końcowego wariantu nowego pocisku z poprawionym zarysem kadłuba pocisku i skrzydełek stabilizatora z nowym zapalnikiem uderzeniowym dla 1,5 Ma

Przeprowadzone obliczenia wykazały znaczne różnice w wartościach współczynników oporu dla analizowanych zarysów pocisków moździerzowych. Wynikami analizy są zarówno sumaryczne współczynniki oporów dla konkretnych wartości prędkości opływu jak i ich składowe podzielone na poszczególne sekcje: przednia (zapalnik i część głowicowa pocisku), tylna (uszczelnienie labiryntowe i tylne zejście korpusu pocisku), stabilizator (trzon i brzechwy stabilizatora). Przedstawione powyżej rozkłady ciśnień na powierzchni korpusów pocisków mogą służyć do identyfikacji obszarów zwiększających opór powietrza. Najlepszym przykładem jest wkrętka zapalnika w pocisku OF-843, na którą w całym badanym zakresie prędkości działają względnie duże ciśnienia. Drugim ważnym elementem, który można oceniać jest opływanie przez powietrze tylnej części korpusu pocisku i jego wpływ na opór aerodynamiczny. Dodatkowo można określić położenie środka parcia, a co za tym idzie, określić zapas stabilizacji dla tego pocisku. Uzyskane dane liczbowe pozwalają na określenie indywidualnego prawa oporu dla każdej konstrukcji i jednocześnie na określenie, jakie elementy mają decydujący wpływ na opór w celu dalszego zmniejszania współczynnika oporu.

4. Analiza wartości uzyskanych współczynników oporu analizowanych konstrukcji pocisków moździerzowych

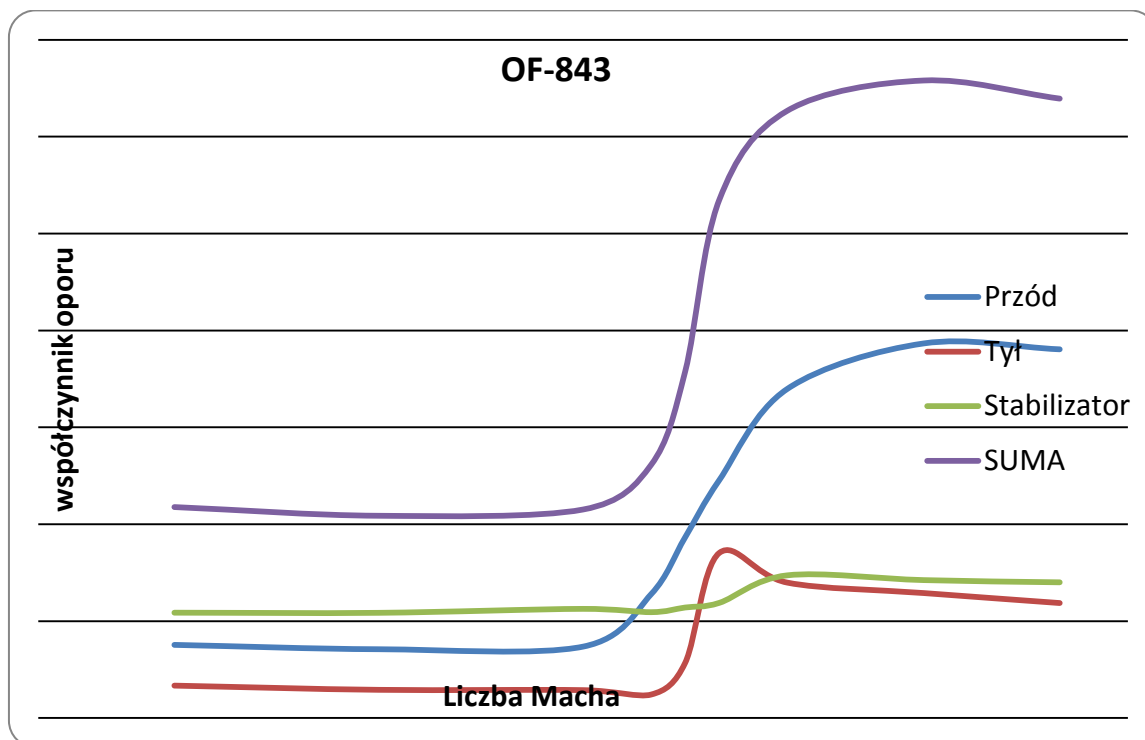
Wyniki obliczeń numerycznych i zaprezentowane rozkłady ciśnień na powierzchni pocisku OF-843 wskazują na wiele niekorzystnych pod względem oporu powietrza rozwiązań. Zarówno dla prędkości poddźwiękowych jak i naddźwiękowych kształt wkrętki zapalnika generuje silne opory powietrza poprzez stosunkowo mały kąt pochylenia ścian wkrętki. Jednocześnie kształt zapalnika z dużą powierzchnią płaską na wierzchołku w znaczny sposób wpływa na zwiększenie oporu aerodynamicznego. Małe wydłużenie części głowicowej skutkuje dużym przyrostem sił oporu przy opływach około i naddźwiękowych [4]. Zachowanie to przedstawione jest na rysunku 10. Przy prędkościach poddźwiękowych stosunkowo silny opór aerodynamiczny generuje trzon stabilizatora. Składa się on z 10 skrzydełek o grubości 2 mm tak, więc sumarycznie jest to duża powierzchnia prostopadła do strumienia powietrza. Skrzydełka te nie posiadają również żadnych fazowań, które mogłyby zmniejszyć opór aerodynamiczny. Część tylna kadłuba pocisku posiada korzystny kształt pod względem

aerodynamiki w całym badanym zakresie prędkości. Jest to spowodowane dużym wydłużeniem tej części korpusu oraz jej kształtem.

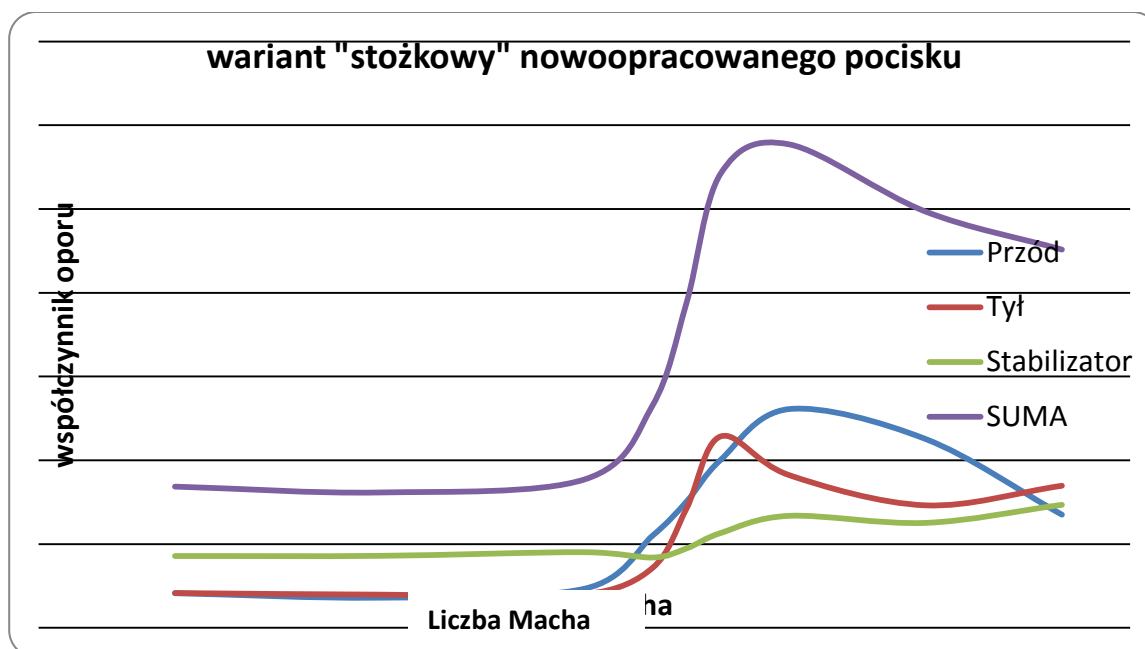
Na podstawie obliczeń wariant „stożkowy” cechuje się mniejszym oporem aerodynamicznym niż OF-843 w zakresach prędkości opływu 0,2-0,9 [Ma] i 1-1,5 [Ma]. W zakresie 0,9-1 [Ma] jest on nieznacznie większy (rys. 13), co jest spowodowane szybszym narastaniem współczynnika oporu w strefie około dźwiękowej. Niższy współczynnik oporu dla podanych przedziałów prędkości opływu jest spowodowany w głównej mierze zwiększeniem wydłużenia pocisku, a zwłaszcza części przedniej korpusu pocisku. Kształt części przedniej korpusu jest korzystniejszy przy prędkościach naddźwiękowych, natomiast gorszy przy prędkościach poddźwiękowych [4]. Również stabilizator ma mniejszy opór niż stabilizator OF-843. Jest to spowodowane użyciem innej konfiguracji skrzydełek (6 o grubości 3 mm) i zastosowaniem faz pod kątem 60° do normalnej na powierzchni natarcia skrzydełek. Natomiast tylna część korpusu pocisku „stożkowego” charakteryzuje się większym oporem niż w OF-843. Jest to spowodowane dużo mniejszą krzywizną tylnego zejścia korpusu pocisku. Kształt tylnej części korpusu pocisku został wybrany ze względów konstrukcyjnych.

Wariant końcowy został opracowany na podstawie analizy wariantu „stożkowego”, jako jego udoskonalenie pod względem oporu aerodynamicznego. Charakteryzuje się najniższym współczynnikiem oporu wśród wymienionych konstrukcji i tylko dla prędkości opływu 1,5 [Ma] wariant stożkowy ma nieznacznie lepszy współczynnik oporu. Wybór tego rozwiązania był podyktowany faktem, że podczas lotu z prędkością początkową 500 m/s pocisk porusza się z prędkością naddźwiękową przez około 5 sekund tak, więc należało się skupić na poprawie charakterystyk aerodynamicznych dla poddźwiękowego zakresu prędkości. W wariantcie końcowym zachowano takie same długości charakterystyczne jak dla wariantu „stożkowego”. Zmniejszono natomiast promienie krzywizn tworzących część przednią i tylną korpusu oraz zmieniono fazowanie na krawędzi natarcia skrzydełka stabilizatora i dodano drugą fazę z tyłu skrzydełka. Zastosowane rozwiązania spowodowały, że każda z „sekcji” pocisku miała niższe opory aerodynamiczne niż ich odpowiedniki wariantu „stożkowego”. Dla prędkości poddźwiękowych największa różnica w oporach zachodziła w przypadku stabilizatora. Zmiana kształtu skrzydełek wpłynęła na znaczne zmniejszenie oporu w skali całego pocisku. Ważną też była zmiana części przedniej korpusu pocisku. Pozwoliła ona na zmniejszenie oporu w zakresie pod i około-dźwiękowym (choć dla prędkości 1,2 i 1,5 [Ma] opór pocisków wersji „stożkowej” w części przedniej był mniejszy). Część tylna również miała mniejsze współczynniki oporu aerodynamicznego w całym zakresie badanych prędkości. Na rysunkach 10-13 przedstawiono przebiegi współczynników oporu w analizowanych konstrukcjach pocisków moździerzowych.

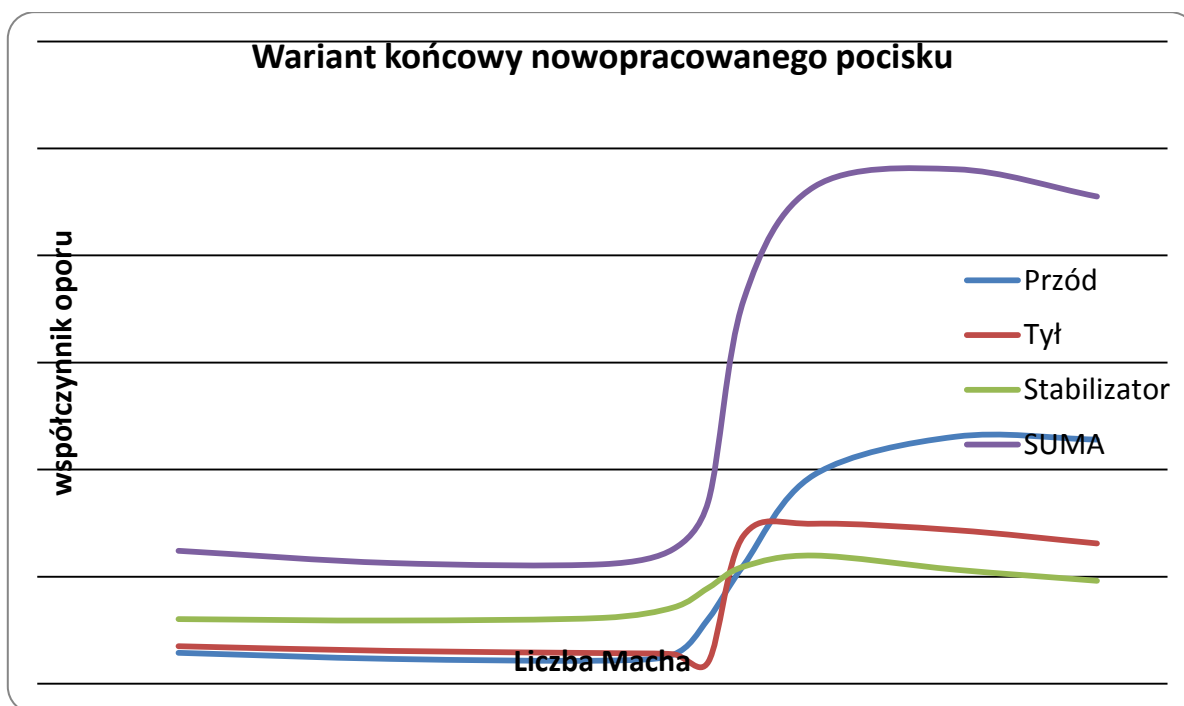
Wykonane analizy i wyniki przedstawione na rysunkach 10-12 wskazują, że dla prędkości poddźwiękowych elementem najbardziej wpływającym na opór aerodynamiczny pocisku moździerzowego jest stabilizator. W przypadku prędkości naddźwiękowych decydujący jest kształt części głowicowej pocisku. Istnieją duże różnice w zachowaniu się współczynnika oporu części głowicowej pocisku przy prędkości naddźwiękowej zależne od jej kształtu. Części głowicowe zaokrąglone (OF-843, i wariant końcowy) osiągają maksimum współczynnika oporu dla prędkości opływu 1,3 Ma, zaś w zakresie 1,1-1,5 Ma jest on „wolnozmienny”. Natomiast dla wariantu stożkowego maksimum współczynnika oporu części głowicowej wypada dla 1,1 Ma i dla większych prędkości szybko się zmniejsza. Takie zachowanie współczynników oporów dla dwóch typów części głowicowych znajduje potwierdzenie m. in. w prawach oporu $G1$ i $G7$ [4]. Oznacza to, że nie istnieje jeden kształt części głowicowej optymalny zarówno dla prędkości poddźwiękowej jak i naddźwiękowej. Przedstawione wyniki wskazują również, że zmiany współczynnika oporu stabilizatora w funkcji prędkości opływu są niewielkie.



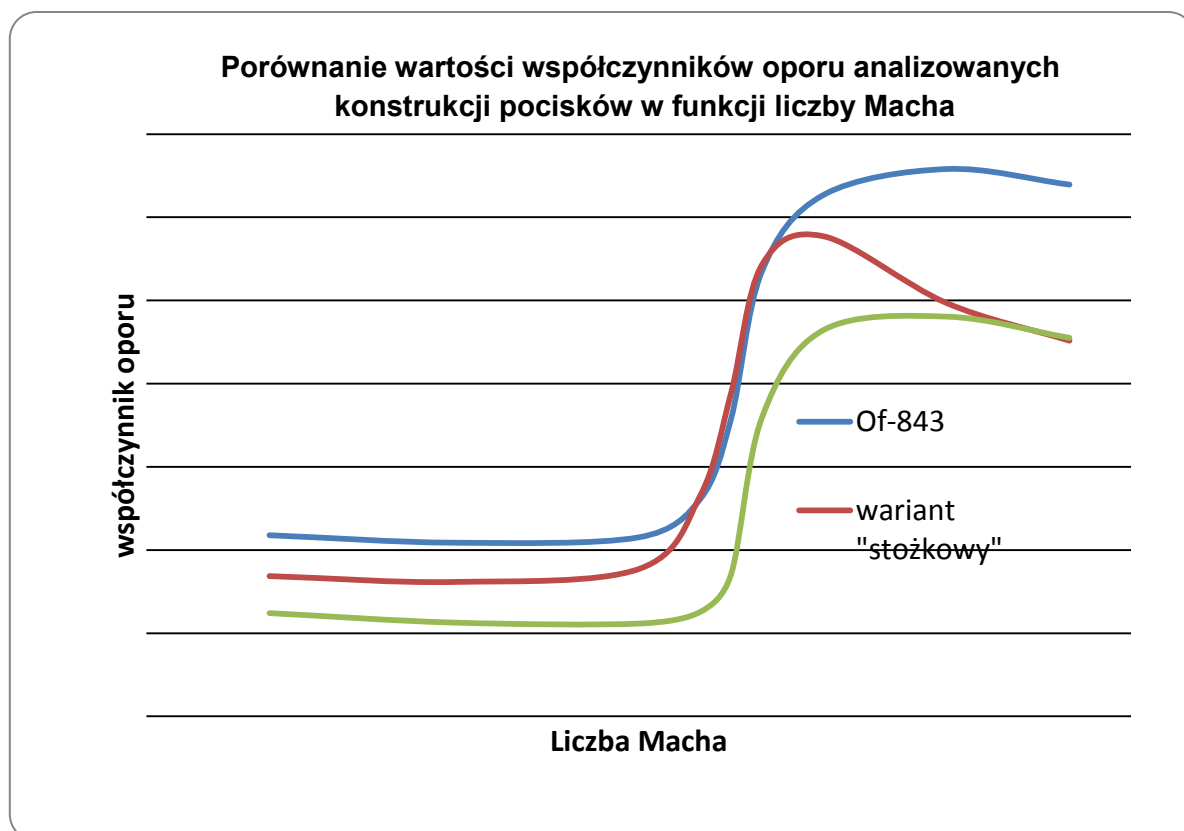
Rys. 10. Współczynniki oporu: sumaryczne i dla wybranych sekcji pocisku OF-843 wyznaczone dla przedziału 0,2-1,5 Ma



Rys. 11. Współczynniki oporu: sumaryczne i dla wybranych sekcji pocisku nowoopracowanego (w wariantie „stozkowym”) wyznaczone dla przedziału 0,2-1,5 Ma



Rys. 12. Współczynniki oporu: sumaryczne i dla wybranych sekcji pocisku nowo opracowanego (w wariantcie końcowym) wyznaczone dla przedziału 0,2-1,5 Ma



Rys. 13. Porównanie wartości współczynników oporu analizowanych konstrukcji pocisków wyznaczonych dla przedziału 0,2-1,5 Ma

5. Wnioski

Przeprowadzenie symulacji numerycznych opływu wybranych pocisków moździerzowych pozwoliło na uzyskanie przybliżonego rozkładu i wartości współczynników oporu. Wykonane analizy i uzyskane wyniki wskazują, że dla prędkości poddźwiękowych elementem najbardziej wpływającym na opór aerodynamiczny pocisku moździerzowego jest stabilizator. W przypadku prędkości naddźwiękowych decydujący jest kształt części głowicowej pocisku. Jak już wcześniej wspomniano, ze względu na przybliżone wartości obliczeń wykonanych za pomocą oprogramowania komercyjnego ANSYS Fluent v14,5, uzyskane wyniki należy traktować z dużym przybliżeniem. Wykonane analizy należy traktować bardziej, jako ocenę różnic wartości współczynników oporów analizowanych pocisków, niż dokładne oszacowanie nich wartości (analiza jakościowa). Wyniki obliczeń wykorzystano podczas prac nad wstępnymi tabelami strzelniczymi na potrzeby prowadzenia badań strzelaniem.

Obecnie prowadzone są badania strzelaniem modernizowanych i nowoopracowanych pocisków moździerzowych.

Na podstawie uzyskanych wyników badań, a w szczególności wyników pomiarów radiolokacyjnych, zostanie przeprowadzona weryfikacja zaprezentowanych w niniejszym artykule symulacji i obliczeń numerycznych. Wyniki dalszych prac naukowo-badawczych w tej problematyce zostaną przedstawione w kolejnych publikacjach.

Literatura

- [1] „Dokumentacja Konstrukcyjna. Demontaż 120 mm pocisku odłamkowo-burzącego o wymuszonej fragmentacji z żeliwa OF-843B. nr rys. B76.10.00.00. Archiwum WITU, 2013,
- [2] „Dokumentacja Konstrukcyjna. Nabój z dalekonośnym pociskiem odłamkowo-burzącym (HE) do 120 mm do moździerza. Część I Elaboracja i kompletacja naboju. nr rys. 6-B59.00. Archiwum WITU, 2014,
- [3] „Dokumentacja techniczna. Zapalnik głowicowy M-12. nr rys. 3-022092 „28”. Archiwum WITU, 1986,
- [4] Robert L. McCoy, „Modern External Ballistics”, Schiffer Publishing Ltd., 1999, ISBN: 0-7643-0720-7.

CHOSEN PROBLEMS OF DESIGNING 120 MM HIGH-EXPLOSIVE MORTAR PROJECTILES

Mariusz MAGIER, Tomasz MERDA
Military Institute of Armament Technology

Abstract: In the article issues of designing mortar projectiles particularly in the aspect of their shape selection and its influence on aerodynamic characteristics were analyzed. Results of numerical calculations conducted with the Ansys Fluent v14,5 software show approximate (because of applied software limited accuracy) values of air pressure on the surface of selected mortar projectile designs for 0.5 and 1.5 Ma. Moreover a comparative analysis of drag coefficients for considered mortar projectiles was performed and the results served among others for drawing preliminary firing tables for modernized and newly designed projectiles for “RAK” mortar.

Keywords: mechanics, ballistic, mortar projectile

1. Introduction

Current perspective of development and upgrading Artillery and Rocket Troops assumes a long term upgrading of the Polish artillery troops equipment basing on planned financial funds which have to be increased at least two times in comparison to assumptions of former plan 2007-2012. The process of the Polish Armed Forces professionalization that has been introduced recently both with the implementation of new technologies and assets of recognition and engagement on the combat field will have a decisive impact into the structures and equipment of artillery units which are predicted as usually to provide direct support for motorised, mechanised, mountain and air cavalry infantry battalions and fire support formations.

The mobility is one of the basic requirements the artillery has to meet on the contemporary battle field and it is characterised by the velocity of movement by roads and terrain for artillery assets. In the case of hauled equipment the velocity is also determined by the type of hauling vehicle (truck or special artillery trailer). Contemporary artillery assets may move on the roads with velocities to 70-80 km/h. The mobility of the equipment refers also the possibilities of transportation by using planes and helicopters. In recent years especially the helicopters are used to transport guns directly into the site. Facing the expiring technical resources for 120 mm model 38/43 mortars it is planned to implement into the service 120 mm self-propelled mortars. Currently in Stalowa Wola Steel Works the qualification tests have been carried out for self-propelled 120 mm mortar *Rak* on the wheeled undercarriage KTO (rys.1) *Rosomak* and tracked undercarriage originating from self-propelled 2S1 *Goździk* howitzer.

In 2008 (under the first stage of a project launched by the Institute) the MIAT started the development of high-explosive ammunition for RAK mortar. Now the consortium Z.M. DEZAMET S.A. and MIAT leads the contract concluded in 2012 with the Armament Inspectorate of MOD on the development project (named RAK-AMUNICJA) concerning the implementation into the manufacture high-explosive, smoke and illumination ammunition for RAK mortar.

Moreover in the Armament Inspectorate of MOD a procedure was launched in 2015 for designating a contractor for the upgrading process of 120 mm ammunition with OF-843 round being currently in the Polish Army magazines that is predicted to be used for training the personnel of self-propelled RAK mortars.

In the case of the newly designed ammunition with a high-explosive shell (named RAK-AMUNICJA) the main requirement of the tactical-technical specification is to provide the projectile's maximal range of minimum 10 000 m.

This requirement implies that the projectile at the assumed weight of ca. 15 kg has to

move on its trajectory with the supersonic velocities, contrary to OF-843 shells for 120 mm mortars currently used by the Polish Army (their velocities do not exceed 1Ma).

Two designs comply with the basic outlines of high-explosive shells used for the contemporary mortars:

- Classical outline (called also as “drop outline”). Such shape is usually used for subsonic shells.
- Long range outline for projectiles designed for shooting with supersonic velocities.

The differences of shapes are presented in figure 2 where the pictures of 120 mm high-explosive shells are presented:

- OF-843A with the head fuse M-12 (Russian origin),
- 120 VAM15.0 for self-propelled mortar AMOS (Finland origin).



Fig. 1. 120 mm self-propelled mortar *Rak* on KTO *Rosomak* undercarriage (fot. HSW-CPW)



Fig. 2. Comparison of shapes for 120 mm mortar shells: from the top OF-843 and 120 VAM15.0

In order to present more details of designing high-explosive mortar ammunition the numerical simulations were carried out to show the differences in aerodynamic characteristics

for 120 mm (OF-843) and newly designed RAK mortar ammunition and to use the simulation results for preparing the preliminary firing tables.

2. Description of mortar shell drag coefficient calculation model

In order to compare aerodynamic characteristics of designs for 120 mm OF-843 and newly designed RAK mortar shells the numerical code ANSYS Fluent v14,5, that enables the calculations of fluids dynamics (CFD), was used. The code Fluent uses the method of finite volumes (MOS). The calculating net prepared by the authors was used for the calculations together with the data obtained from the designing documentation for the upgraded shell OF-843 [1] developed by MIAT, the designing documentation for 120 mm extended range HE shell for RAK mortar [2] and technical documentation for fuse M-12 [3]. Numerical calculations were carried out for some selected values of flow i.e. 0.2, 0.5, 0.8, 0.9, 0.95, 1.0, 1.1, 1.3, 1.5 Mach. Air characteristics were taken according to NAA standard (*Normal Artillery Atmosphere*). Because the accuracy of applied commercial numerical code ANSYS Fluent v14,5 is worse than for the specialised numerical codes (based on MRS method) the obtained results of calculations have the approximate character.

2.1. The calculating net

The general design of analysed mortar shells is presented in figure 3.

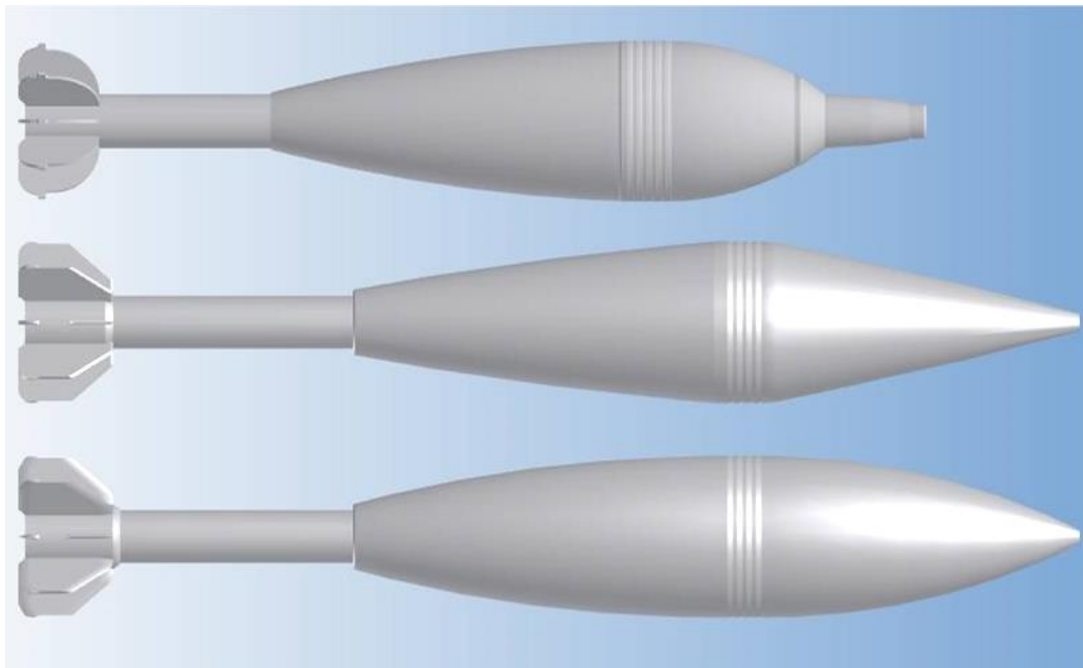


Fig. 3. Views of analysed 120 mm mortar shells – from the top: OF-843 with M-12 fuse, an option of a new shell with conical outline of the front part and a new percussion fuse and the final option of the new shell with the improved outline of shell body and stabilising fins and with a new percussion fuse

The mixed three dimensional net was used for calculations.

2.2. Mathematical and physical model

A model based on the density of explicit type that takes into account the tightness from the equation for the perfect gas and sticking characteristics of the gas. As a sticking model the

k- ω SST (*Shear-Stress Transport*) was selected. It is a type of Menter's model of RANS (taking the average of Reynolds number in Navier-Stokes equations) that is based on the turbulence kinetic energy (k) and the specific coefficient of dissipation (ω) and with a function that

mixes the equations depending on the distance from the wall. The mixing provides a gradual transition from k- ω Wilcox's modified model to a standard k- ϵ model off the wall. This model requires for a suitable representation taking the parameter $y^+ < 2$. Parameter y^+ is a dimensionless distance from the wall in the function of specific flow characteristics. After completing the calculations it was obtained for the parameter $y^+ < 1$ for the whole calculating net and the highest flows.

The system of equations representing the Menter's turbulence model BSL (*baseline*) k- ω , that includes k- ω SST (according with Fluent Theory Guide), has the following form [5, 6]:

– turbulence kinetic energy transfer equation:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (1)$$

– turbulence dissipation energy transfer equation:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (2)$$

where:

t – time,

ρ – density,

k – turbulence kinetic energy,

ω – dissipation specific coefficient,

x – space coordinate,

u – velocity,

Γ_k, Γ_ω – components of kinetic energy diffusion and dissipation coefficient,

G_k – component generating turbulence kinetic energy,

G_ω – component of dissipation coefficient increase,

Y_k, Y_ω – components of dispersion for kinetic energy and turbulence coefficient,

D_ω – component of mutual diffusion between k- ϵ and k- ω models.

3. Results of numerical simulations

The numerical analysis enables above all the determination of pressure forces and the sticking value of the flowing medium acting on the walls of components. Below the distributions of pressure on the surfaces of analysed structures of mortar shell designs for 0.5 and 1.5 Mach number are presented.

Carried out calculations have proved the existence of substantial differences in drag coefficient values for the analysed shapes of mortar rounds. The results of analysis consists of both the summarised drag coefficients for specific flow velocities and their components in particular sections of the front part (fuse and shell head part), tail part (body sealing and shell tail part) and stabilisation part (central part and stabilising fins). The distributions of pressure on the surface of the shells presented above may be useful for identification of the areas which increase the air drag. The best example is a nut of the fuse in OF-843 shell that is subjected to relatively high pressure values within the whole range of tested velocities. The second essential component that may be assessed is the air flow, and its impact on the aerodynamic drag, around the shell tail part. Additionally the position of the thrust centre may be determined what means that a margin of stability may be specified for the shell. Obtained numerical data give a

possibility for formulating an individual drag law for each design with indicating critical components which decide about the drag what is helpful at further reduction of the drag coefficient.

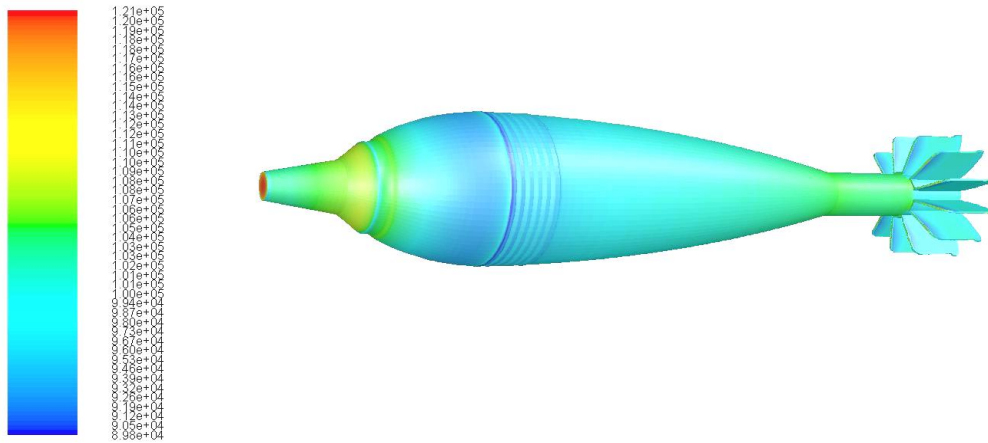


Fig. 4. Distribution of pressure (Pa) in the design of OF-843 shell with M-12 fuse for 0.5 Ma

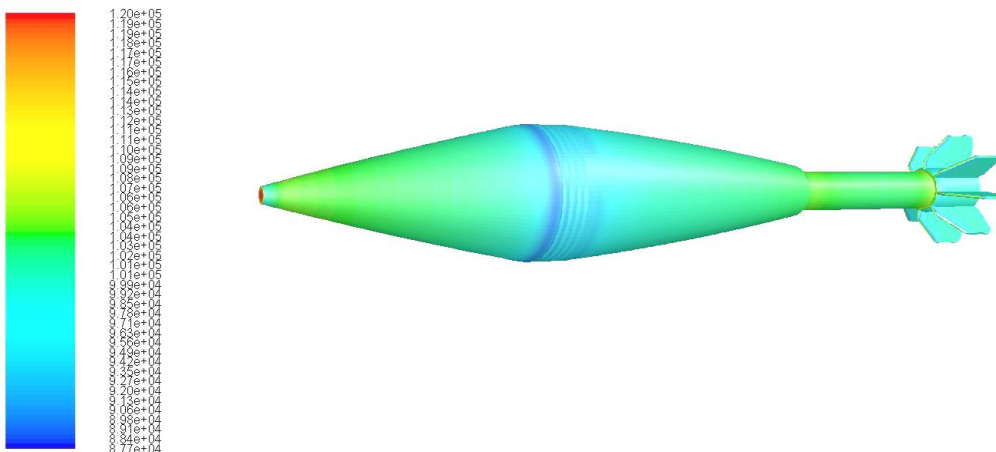


Fig. 5. Pressure distribution (Pa) in an optional design of a new shell with a conical shape of the front part and with a new percussion fuse for 0.5 Ma

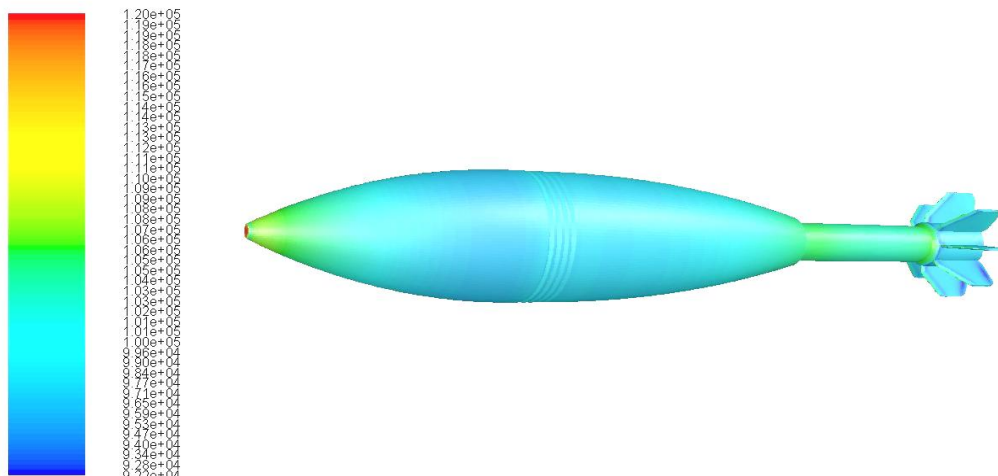


Fig. 6. Pressure distribution (Pa) in the final option of the new shell with improved shape of the body and stabilising fins and with a new percussion fuse for 0.5 Ma

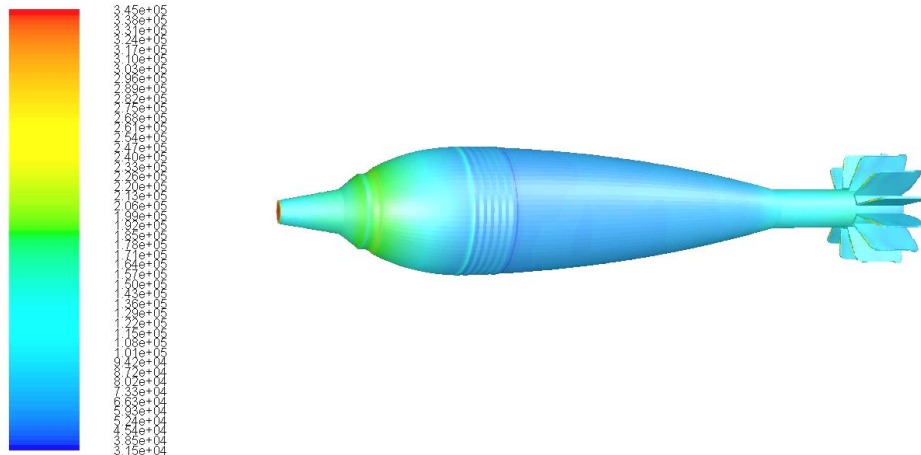


Fig. 7. Distribution of pressure (Pa) in the design of OF-843 shell with M-12 fuse for 1.5 Ma

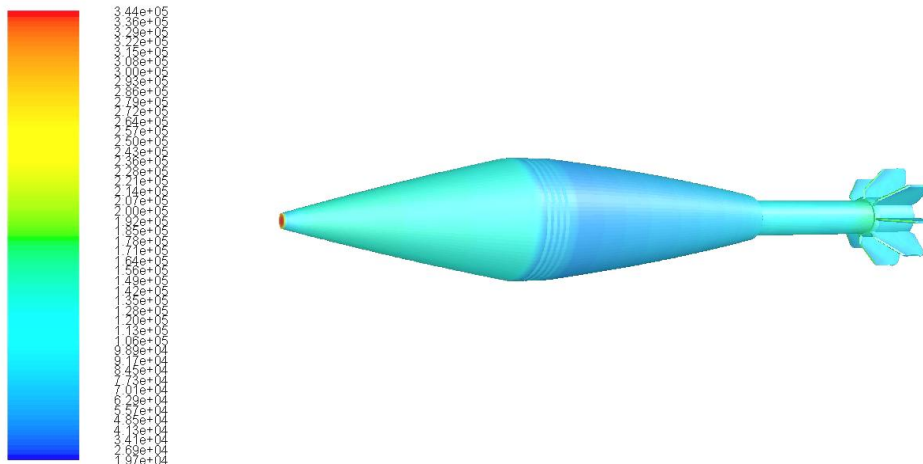


Fig. 8. Pressure distribution (Pa) in an optional design of a new shell with a conical shape of the front part and with a new percussion fuse for 1.5 Ma

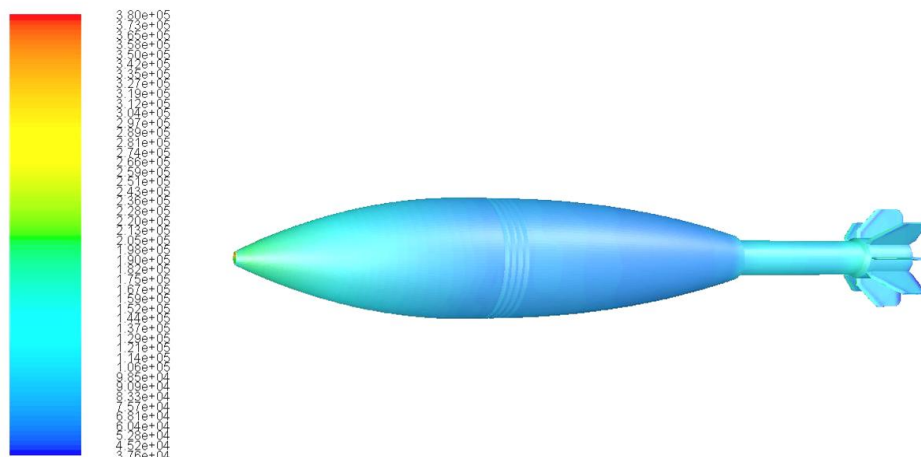


Fig. 9. Pressure distribution (Pa) in the final option of the new shell with improved shape of the body and stabilising fins and with a new percussion fuse for 1.5 Ma

4. Analysis of obtained drag coefficient values for studied mortar shell designs

The results of numerical calculations and presented distributions of pressure on the surface of OF-843 shell indicate that there are many disadvantageous solutions applied from the point of air drag. The nut of the fuse produces a significant air drag both for the subsonic and supersonic velocities because of a relatively small tilt of nut walls. Moreover the shape of the fuse with a big flat area on the top increases significantly the aerodynamic drag. The elongation of the head part in a small way results in a great increase of drag forces for near-sonic and supersonic flows [4]. This phenomena is presented in figure 10. At subsonic velocities there is relatively great aerodynamic drag produced by the stabilising stem. It consists of 10 fins with 2 mm thickness what altogether creates a relatively large area perpendicular to the air stream. The fins have no any slants which could decrease the aerodynamic drag. The tail part of shell body has an appropriate shape from the point of aerodynamics within the whole range of tested velocities. It is caused by the significant elongation of this part of the shell and by its shape.

Basing on the results of calculations the “conical” option is characterised by a smaller aerodynamic drag than OF-843 within the flow velocities 0.2-0.9 [Ma] and 1.0-1.5 [Ma]. The drag is a bit greater for 0.9-1.0 [Ma] (Fig. 13) what is caused by a rapid increase of drag coefficient at near-sonic zone. The lower drag coefficient for the velocities given above is generally caused by the elongation of the shell and especially of the front part of shell body. The shape of body front part is better for supersonic velocities but it is worse at subsonic velocities [4]. This stabilising part has also a smaller drag than the stabilising part of OF-843. It is caused by the use of another configuration of fins (6 with thickness of 3 mm) and introducing the slants tilted under 60° against the normal to the fin attacking surface. The rear part of the “conical” shell body is characterised by a bigger drag than OF-843. It is caused by a smaller bend of the shell tail body. The shape of the shell tail body was selected because of the design reasons.

The final option was developed basing on the analysis of the “conical” option as its improvement regarding the aerodynamic drag. It is characterised by the lowest drag coefficient among the presented designs and only for the flow velocity 1.5 [Ma] the “conical” option has a bit better coefficient drag. The selection of such solution is justified by the fact that for the muzzle velocity 500 m/s the shell moves about 5 sec with the supersonic velocity and the aim was to improve the aerodynamic characteristics for subsonic velocities. In the final option the same specific distances are used as in the “conical” option. The radiuses of bends for the front and tail parts of the body were changed both with changing the tilts of slants for the attacking edges of stabilising fins and adding a slanted edge in the rear of stabilising fins. The applied solutions caused that aerodynamic drag for each part of the shell is smaller than in “conical” option equivalent. For the subsonic velocities the greatest difference exists in stabilising part. After changing the shapes of fins the drag of the whole shell is reduced substantially. The second important change is for the front part of the shell. It reduces the drag for subsonic and near-sound barrier velocities (but for 1.2 and 1.5 [Ma] velocities the shell drag of “conical” version was smaller for the front part). The rear part also has smaller aerodynamic drag coefficients in the whole range of testing velocities. Below the pictures 10-13 show the values of drag coefficients for considered designs of mortar shells.

The analyses performed and the results obtained and presented in figures 10-12 show that for the subsonic velocities the stabilising part has the greatest impact on the mortar shell aerodynamic drag. For the supersonic velocities the shape of the shell head part is a decisive factor. There are great differences in drag coefficient values of the shell head part for the supersonic velocities that depend on its shape. The “rounded” head parts (OF-843 and final version) reach maximum of the drag coefficient for flow velocities 1.3 Ma and for 1.1-1.5 Ma

its changes are “relatively small”. For the conical version maximum of the head part drag coefficient is at flow velocity 1.1 Ma and for and for greater velocities it rapidly goes down. Such behaviour of drag coefficients for two types of head parts is above all well confirmed by the laws of drag G1 and G7 [4]. It also means that it is not possible to find an optimal shape both

for the subsonic and supersonic velocities. The results presented above also indicate that the change of the stabilising part drag coefficient in the function of flow velocity is not substantial.

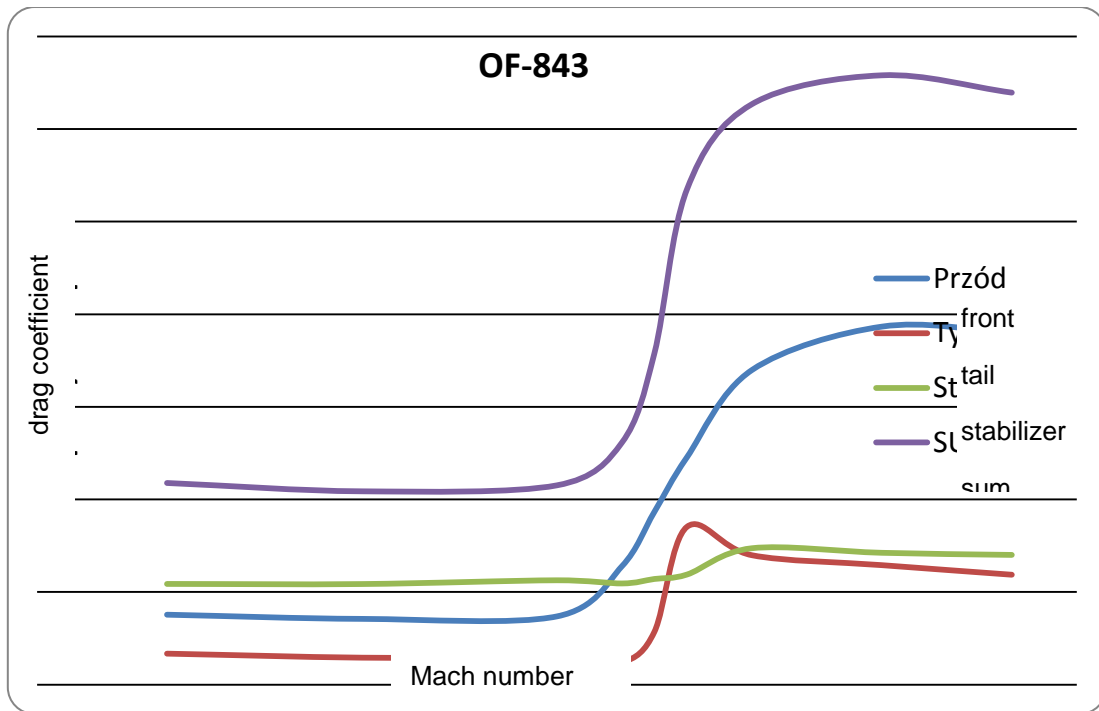


Fig. 10. Drag coefficients: aggregated and for selected parts of OF-843 shells determined for 0.2-1.5 Ma

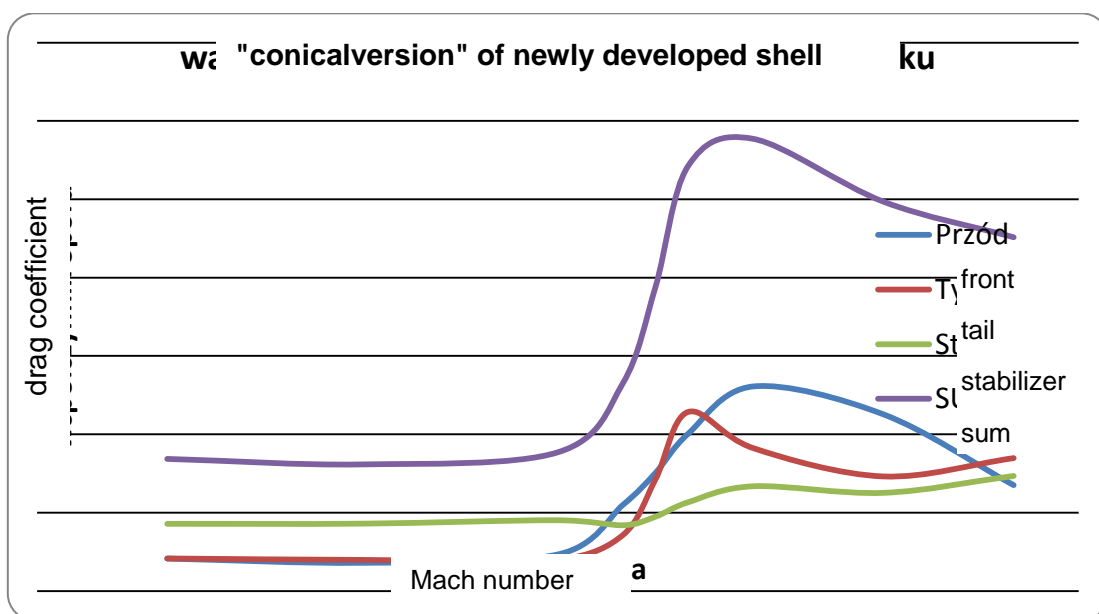


Fig. 11. Drag coefficients: aggregated and for selected parts of newly developed shells (in the “conical” version) determined for 0.2-1.5 Ma

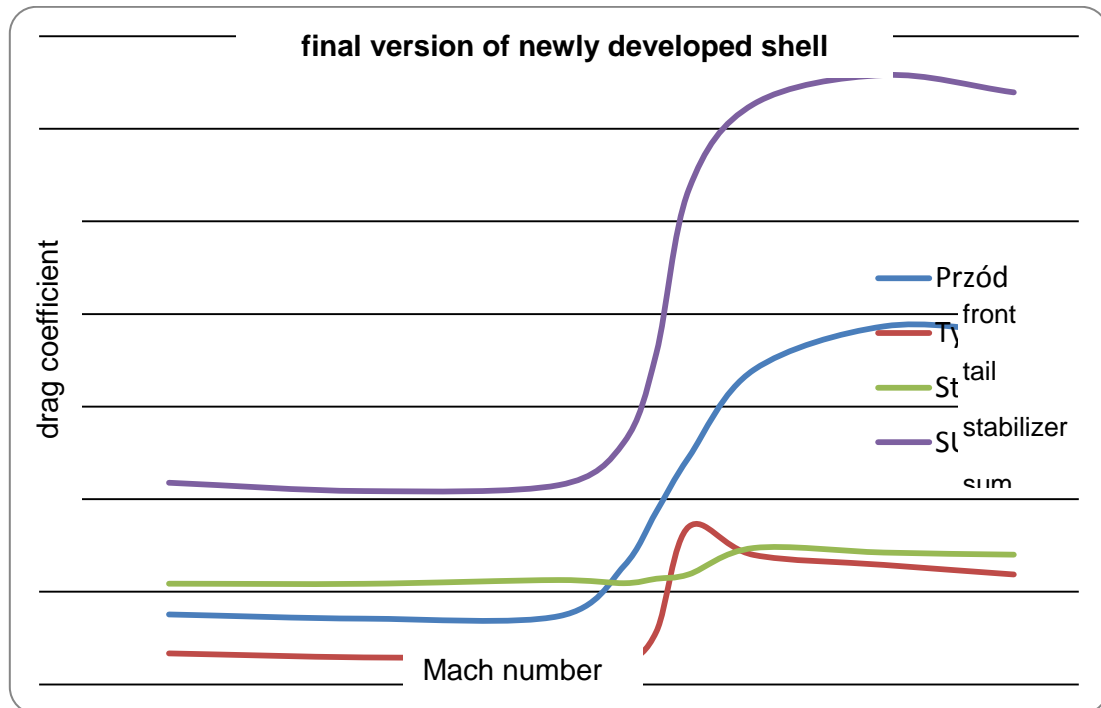


Fig. 12. Drag coefficients: aggregated and for selected parts of newly developed shells (in the final version) determined for 0.2-1.5 Ma

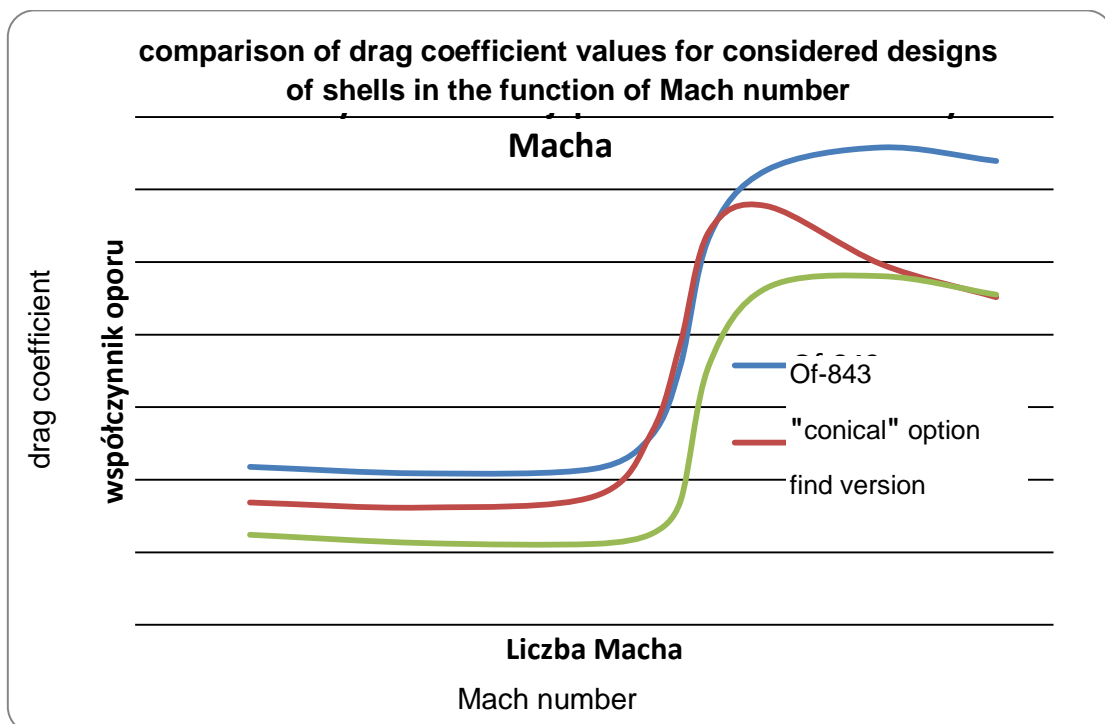


Fig. 13. Comparison of drag coefficient values for considered designs of shells determined for 0.2-1.5 Ma

5. Conclusions

Carrying out the numerical simulations on the flow for selected mortar rounds has enabled the receiving an approximated function of drag coefficient values. Performed analysis and obtained results indicate that for the subsonic velocities the stabilizer is a component that

has the greatest impact on the mortar shell drag coefficient. For the supersonic velocities the decisive is the shape of shell head part. As it was mentioned earlier the calculations were carried out by the commercial numerical code ANSYS Fluent v14,5 and the obtained results have to be treated as approximated ones. The performed analyses have to be rather considered as a trial to evaluate differences of drag coefficients of analysed shells (qualitative analysis) than the accurate calculation of their values. The results of calculations were used to prepare tentative firing tables to carry out firing tests.

Now the firing tests are carried out for upgraded and newly developed mortar shells. The obtained results of tests, that above all include the measurements by radar, will be used to verify numerical calculation and simulation results presented in this paper. The results of following research and development work on these issues will be presented in next publications.

Literature

- [1] „*Dokumentacja Konstrukcyjna. Demontaż 120 mm pocisku odłamkowo-burzącego o wymuszonej fragmentacji z żeliwa OF-843B. nr rys. B76.10.00.00.* Archiwum WITU, 2013,
- [2] „*Dokumentacja Konstrukcyjna. Nabój z dalekonośnym pociskiem odłamkowo-burzącym (HE) do 120 mm do moździerza. Część I Elaboracja i kompletacja naboju. nr rys. 6-B59.00.* Archiwum WITU, 2014,
- [3] „*Dokumentacja techniczna. Zapalnik głowicowy M-12. nr rys. 3-022092 „28”.* Archiwum WITU, 1986,
- [4] Robert L. McCoy, „*Modern External Ballistics*”, Schiffer Publishing Ltd., 1999, ISBN: 0-7643-0720-7.