

BADANIA SYMULACYJNE TŁOKOWEGO SILNIKA LOTNICZEGO ASZ-62IR W WARUNKACH USTALONYCH

PAWEŁ KARPIŃSKI, ŁUKASZ GRABOWSKI

Katedra Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych, Wydział Mechaniczny,
Politechnika Lubelska, ul. Nadbystrzycka 36, 20-618 Lublin
pawel.karpinski@pollub.edu.pl, l.grabowski@pollub.pl

Streszczenie

W pracy przedstawiono wyniki badań modelowych tłokowego silnika lotniczego. Jednym ze sposobów umożliwiających analizę pracy silnika jest opracowanie jego modelu i wykonanie obliczeń symulacyjnych. Zerowymiarowy model lotniczego tłokowego silnika ASz-62IR opracowano w programie AVL BOOST. Parametry modelu spalania uzyskano przy pomocy modułu Burn. Porównano wartości pewnych parametrów otrzymane drogą obliczeniową i doświadczalną. Wykonano szereg symulacji, w wyniku których otrzymano wartości wybranych parametrów pracy silnika. Wartości te porównano z wynikami uzyskanymi doświadczalnie w celu weryfikacji opracowanego modelu. Następnie przeprowadzono obliczenia symulacyjne w celu otrzymania szeregu charakterystyk regulacyjnych kąta wyprzedzenia zapłonu, które przedstawiają zależność uzyskiwanej mocy dla różnych zakresów wysokości w funkcji kąta wyprzedzenia zapłonu. Przedstawiono wnioski wynikające z wykonanych symulacji oraz zwrócono uwagę na inne możliwości wykorzystania opracowanego modelu silnika.

Słowa kluczowe: silnik lotniczy, zapłon, model zerowymiarowy

1. WPROWADZENIE

Silnik lotniczy jest kluczowym podzespołem statku powietrznego. W samolotach i wiatrakowcach praca silnika umożliwia generowanie siły ciągu niezbędnej do wytworzenia siły nośnej. W śmigłowcach silnik napędza wirnik nośny, na którym generowana jest siła aerodynamiczna. Wynika z tego, że osiągi samolotów i wiroplątów uzależnione są w dużej mierze od mocy silnika. Moc niezbędna jest do wznoszenia i utrzymywania stałej prędkości w locie poziomym.

W lotnictwie transportowym i wojskowym powszechnie zastosowanie znajdują silniki turbinowe, jednakże w małym lotnictwie z powodzeniem wykorzystywane są silniki tłokowe. Są one stosowane w niewielkich kilkumiejscowych samolotach pasażerskich, lekkich śmigłowcach, wiatrakowcach, ale również w zyskujących coraz większą popularność bezzałogowych statkach powietrznych (ang. unmanned aerial vehicle, UAV). Silniki tłokowe cechują się szeregiem zalet takich jak: zadowalający współczynnik mocy do masy, łatwość obsługi i zabudowy, niskie koszty produkcji i eksploatacji, dobra niezawodność, dostateczny resurs [1], [2].

W ostatnich latach silniki tłokowe znowu zaczęły zyskiwać na znaczeniu z powodu rosnącej w szybkim tempie popularności bezzałogowych statków powietrznych powszechnie nazywanych dronami. Konstrukcje te, w głównej mierze napędzane właśnie za pomocą silników tłokowych,

wykorzystywane są przede wszystkim w celach wojskowych do przeprowadzania obserwacji obiektów i rozpoznania terenów, które ze względów taktycznych nie mogą być obserwowane z wykorzystaniem konwencjonalnych samolotów pilotowanych przez człowieka. Drony mogą również zostać uzbrojone w pociski raketowe ziemia-powietrze lub powietrze-powietrze i stanowić element wsparcia na polu walki.

Przykładem konstrukcji silnika tłokowego stosowanego do dzisiaj w Polsce i na świecie jest badany w niniejszym artykule 9-cylindrowy silnik gwiazdowy ASz-62IR, używany w samolotach PZL-Mielec M-18 Dromader wykorzystywanych w rolnictwie i do gaszenia pożarów czy dawniej w samolocie Antonov An-2.

Duża popularność silników tłokowych i ich powszechność stwarza możliwości usprawnienia lub optymalizacji już istniejących konstrukcji. Realizowane jest to poprzez implementację zmodyfikowanych układów wchodzących w skład silnika bądź poprzez regulację parametrów jego pracy np. kąta wyprzedzenia zapłonu. Przykładem takiego rozwiązania poprawiającego pracę silnika tłokowego jest układ opracowany w Politechnice Lubelskiej w Katedrze Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych – elektroniczny system sekwencyjnego wtrysku benzyny do 9-cylindrowego silnika ASz-62IR.

Prowadzenie dalszych badań nad silnikami tłokowymi ma również na celu poprawę osiągnięć już istniejących konstrukcji (np. zwiększenie mocy, zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa) oraz poprawę elastyczności silnika, czyli jego zdolności do przystosowywania się do zmiany obciążenia.

Wielkością charakterystyczną dla silników ZI jest kąt wyprzedzenia zapłonu. Mówi ona o jakim wyprzedzeniu wyrażonym w stopniach obrotu wału korbowego występuje zapłon mieszanki paliwowo-powietrznej. Wyprzedzenie jest mierzone od momentu pojawienia się iskry na świecy do chwili, gdy tłok znajdzie się w górnym martwym punkcie (GMP). Wartość tego kąta ma istotny wpływ na proces spalania. Gdy kąt jest zbyt duży, zapłon występuje zbyt wcześnie. Skutkuje to gwałtownym wzrostem ciśnienia w chwili, gdy tłok znajduje się jeszcze w dużej odległości od GMP. W efekcie wzrastają obciążenia układu korbowego, a praca uzyskiwana z obiegu jest mniejsza. Zbyt późny zapłon powoduje, że gwałtowny przyrost ciśnienia na skutek spalania powstaje już w trakcie suwu rozprężania, przez co spada sprawność ogólna silnika oraz powstaje zagrożenie przegrzania się cylindra, tłoka i zaworu wylotowego.

W artykule przedstawiony został model lotniczego silnika gwiazdowego ASz-62IR wyposażonego w elektroniczny układ wytryskowy opracowany z wykorzystaniem programu AVL BOOST, który przeznaczony jest do prowadzenia kompleksowych symulacji pracy tłokowych silników spalinowych. Modelowanie jest szeroko stosowane do rozwoju konstrukcji silników spalinowych [3], [4]. W pracy [5] zawarto wyniki badań potwierdzające zasadność stosowania modelowania 1D badań procesu wymiany ładunku i spalania w silnikach.

Celem niniejszej pracy było określenie, za pomocą modelowania, osiągnięć silnika dla różnych kątów wyprzedzenia zapłonu. Dokonano również weryfikacji modelu silnika, która polegała na porównaniu podstawowych parametrów pracy silnika (m.in. mocy, jednostkowego zużycia paliwa) otrzymanych w wyniku symulacji z wartościami uzyskanymi eksperymentalnie na hamowni silnikowej w PZL Kalisz w wybranych warunkach pracy. Na koniec wykonano badania symulacyjne dla różnych kątów wyprzedzenia zapłonu oraz sporządzono charakterystyki regulacyjne kąta wyprzedzenia zapłonu.

2. OBIEKT BADAŃ

Silnik ASz-62IR (Rys. 1) to 9-cylindrowy, czterosuwowy silnik tłokowy w układzie gwiazdy. Silnik chłodzony jest powietrzem, posiada jednobiegową sprężarkę odśrodkową, podwójny układ zapłonu, rozrusznik bezwładnościowy i gaźnik opadowy. Dzięki sprężarce silnik uzyskuje wzrost



Rys. 1. Silnik ASz-62IR (widok z przodu)
[opracowanie własne]

ciśnienia ładowania, które zapewnia utrzymanie mocy nominalnej do wysokości 1500 m. Planetaryny reduktor pozwala na zmniejszenie prędkości obrotowej śmigła względem prędkości wału korbowego. Konstrukcja silnika umożliwia napędzanie różnego rodzaju agregatów i narzędzi, dzięki czemu doskonale nadaje się on do zabudowy w samolotach wykorzystywanych w rolnictwie. ASz-62IR może być zamontowany w samolotach: Antonov An-2, PZL M18 Dromader czy DHC-3 Otter. Silnik spełnił warunki certyfikacji w Polsce, Kanadzie, Brazylii, Chinach, Argentynie i USA. Istnieje kilka wariantów tego silnika różniących się konstrukcyjnie, przeznaczonych do zabudowy w różnych samolotach. Podstawowa wersja silnika oznaczona jest jako ASz-62IR-16, zaś wersje zmodyfikowane to K9-AA, K9-BA i K9-BB. Najnowszą odmianą silnika jest

ASz-62IR-E. Konstrukcja, wyposażona w elektronicznie sterowany układ wtrysku paliwa, powstała w ramach projektu realizowanego przez Politechnikę Lubelską oraz WSK PZL Kalisz. Dzięki elektronicznemu sterowaniu dawką paliwa, moc silnika wzrosła, a zużycie paliwa zmniejszyło się około 20%. Moc startowa wynosi 1000 KM, zaś przelotowa 920 KM [6], [7].

Tab. 1. Podstawowe dane techniczne silnika ASz-62IR serii 16 [Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL Kalisz, 1976, „Opis techniczny silnika lotniczego ASz-62IR serii 16”, Warszawa]

Umowne oznaczenie silnika	ASz-62IR-16
System chłodzenia	powietrzny
Liczba cylindrów	9
Układ cylindrów	pojedyncza gwiazda
Kolejność numeracji cylindrów	zgodnie z kierunkiem obrotów wskazówek zegara patrząc od tyłu silnika, przyjmując górny cylinder jako pierwszy
Średnica cylindra	155,5 mm
Skok tłoka	
- cylinder 1 z korbowodem głównym	174,5 mm
- 2 i 9	174,5 mm
- 3 i 8	174,8 mm
- 4 i 7	175,3 mm
- 5 i 6	174,7 mm
Objętość skokowa silnika	29,87 dm ³
Stopień sprężania	6,4 ± 0,1
Kierunek obrotów	prawy
- wału korbowego	prawy
- wału śmigła	
Reduktor	planetarny z sześcioma walcowymi satelitami
Przełożenie reduktora	0,687
Sprężarka	jednobiegowa, odśrodkowa
Przełożenie	7
Średnica silnika	1375 + 5 mm
Długość silnika (bez rozrusznika i prądnicy)	1328 mm
Masa suchego silnika	579 kg ± 2%
Masa jednostkowa	0,938 kg/kW

Najważniejsze parametry techniczne i osiągi przedstawione zostały w tabeli 1 oraz tabeli 2.

Tab. 2. Zakresy mocy silnika ASz-62IR serii 16 [Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL Kalisz, 1976, „Opis techniczny silnika lotniczego ASz-62IR serii 16”, Warszawa]

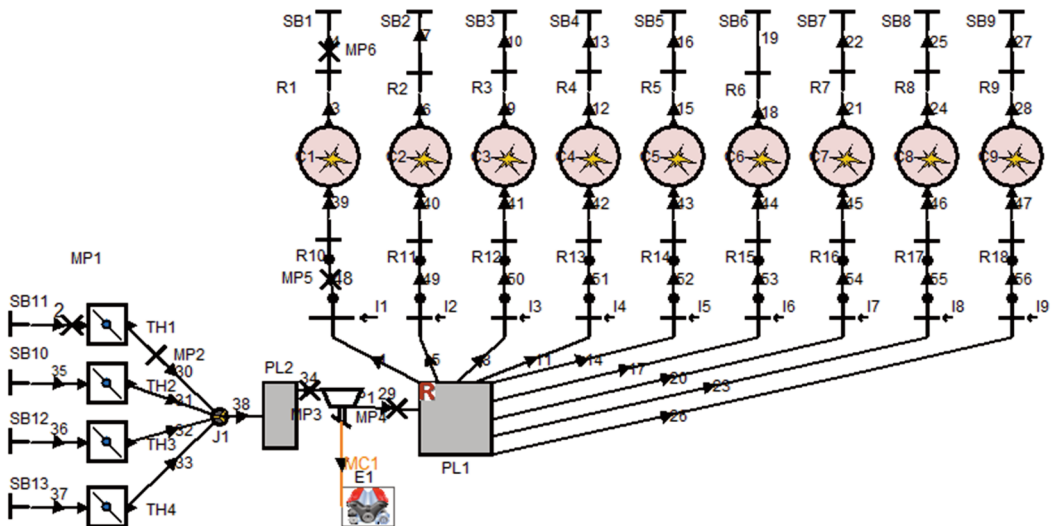
Zakres mocy	Moc (kW)	Prędkość obrotowa (obr/min)	Jednostkowe zużycie paliwa (g/kWh)	Wysokość (m)
Startowa	735,5 - 2%	1050 ± 25	min. 408	0
Nominalna	603 - 2%	900 ± 10	381 - 408	
Nominalna (na wys. nominalnej)	618 - 2%	900 ± 10	381 - 408	1500
0,9 nominalnej	543	830 ± 15	353,5 - 381	
0,75 nominalnej	452	745 ± 15	326 - 347	
0,6 nominalnej	362	665 ± 15	292 - 320	
0,5 nominalnej	302	615 ± 15	292 - 313	

3. MODEL SILNIKA

Opracowany w programie model komory spalania silnika jest zerowymiarowy. Służy on do analizy termodynamicznej czynnika, który bierze udział w jednym cyklu pracy, przy czym nie uwzględnia sposobu propagacji płomienia w cylindrze, lecz opiera się na pierwszej zasadzie termodynamiki i bilansie energetycznym z niej wynikającym. Zmienną niezależną jest czas, a masowa szybkość spalania, która wpływa na przyrost ciepła w układzie, jest założona lub otrzymywana doświadczalnie [9].

W modelowaniu przepływu powietrza i paliwa przez przewody do cylindrów silnika uwzględniane są tylko średnice i długości przewodów łączących poszczególne elementy silnika.












Rysunek 2 przedstawia model silnika ASz-62IR opracowany w programie AVL BOOST.



Rys. 2. Model silnika ASz-62IR wykonany w programie AVL BOOST [opracowanie własne]

W tabeli 3 przedstawiono objaśnienie elementów wchodzących w skład modelu.

Tab. 3. Elementy składowe modelu silnika ASz-62IR [opracowanie własne]

Element	Nazwa angielska	Symbol	Nazwa polska
	System Boundary	SB	Warunki brzegowe na wlocie/wylocie silnika
	Pipe	<i>oznaczenie cyfrowe</i>	Przewód łączący
	Throttle	TH	Przepustnica
	Junction	J	Węzeł
	Plenum	PL	Objętość
	Turbo Compressor	TCP	Sprężarka doładowująca
	Engine	E	Silnik
	Measuring Point	MP	Punkt pomiarowy
	Injector	I	Wtryskiwacz
	Cylinder	C	Cylinder
	Restriction	R	Ograniczenie

Opracowany model uwzględnia przepływ powietrza przez przewody wlotowe, zespół przepustnic, a następnie przez sprężarkę doładowującą. Sprężarka napędzana jest poprzez przekładnię od wału silnika, stąd na schemacie występuje połączenie mechaniczne MC1 z blokiem silnika. Duże objętości w trakcie dolotowym o niewielkiej długości zastąpione zostały elementami typu Plenum. Układ wtryskowy stanowi zespół 9 wtryskiwaczy umiejscowionych w przewodach dolotowych każdego cylindra. Ich wydatek zmienia się w zależności od masowego przepływu powietrza i jest dostosowywany do założonego składu mieszanki paliwowo-powietrznej. W cylindrach zachodzi spalanie mieszanki, a powstające w jego wyniku produkty przedostają się do atmosfery przez przewody wylotowe. W różnych miejscach na przewodach łączących zastosowano punkty pomiarowe rejestrujące parametry czynnika (Measuring Point) oraz ograniczenia przepływu (Restriction).

Przyjęto, że stosowanym paliwem jest benzyna o wartości opałowej wynoszącej 43,5 MJ/kg, teoretyczne zapotrzebowanie powietrza 14,5 kg powietrza/kg paliwa ($\lambda = 0,65$), temperatura powietrza 24,85°C, ciśnienie powietrza 1 bar. Ilość cykli pracy silnika przypadająca na symulację wyrażona w stopniach obrotu wału korbowego wynosiła 7200 stopni (10 cykli). Jako model transportu związków wchodzących w skład czynnika roboczego przyjęto Classic Species Transport. Charakterystyka położenia przepustnicy (element Throttle na schemacie) została określona w oparciu o rzeczywiste dane pochodzące od producenta. W elemencie Engine E1 określona została kolejność pracy cylindrów, a także charakterystyka oporów wynikających z tarcia. W przypadku sprężarki przyjęto pełny model obliczeniowy w oparciu o mapę pochodzącą od producenta zawierającą prędkość obrotową, przepływ masowy, ciśnienie sprężania oraz sprawność. Prędkość początkową sprężarki ustalono na poziomie 8000 obr/min. W przypadku wtryskiwaczy ustalono, że każdy z nich dozuje paliwo w ilości odpowiadającej 11,1% całkowitego przepływu masowego powietrza, co odpowiada współczynnikowi nadmiaru powietrza $\lambda = 0,65$. Przyjęto założenie, że spalane i niespalone produkty mają identyczne ciśnienie i temperaturę, lecz różny skład. Wymiana ciepła powstającego na skutek spalania z elementami cylindra została uwzględniona w procesie obliczeniowym poprzez tzw. współczynnik wymiany ciepła. Wielkość ta zdefiniowana za pomocą wzoru matematycznego przez E. G. Woschniego w 1978 roku jest złożoną funkcją wielu parametrów, m.in. objętości cylindra, temperatury i ciśnienia w cylindrze po zamknięciu zaworu dolotowego.

Wymiana ciepła zachodzi również w okolicy zaworów wlotowych i wlotowych, stąd też program AVL BOOST wykorzystuje zmodyfikowany model Zapf uwzględniający współczynniki wymiany ciepła i temperatury. W praktyce zagadnienie to sprowadza się do wybrania w programie modelu wymiany ciepła, podania powierzchni tłoka i głowicy, a także określeniu ich temperatur. Ustawienia faz rozrządu dokonano na podstawie danych fabrycznych z uwzględnieniem oryginalnej charakterystyki wzniosów zaworowych. Do programu wprowadzono również dane dotyczące oporów przepływu oraz wewnętrzną średnicę gniazda każdego zaworu.

Do analizy procesu spalania wykorzystano funkcję Vibe, która pozwala na określenie szybkości wydzielania się ciepła (ang. rate of heat release, ROHR) w procesie spalania [10].

Funkcja ta ma następującą postać:

$$\frac{dx}{d\alpha} = \frac{a}{\Delta\alpha_c} \cdot (m+1) \cdot y^m \cdot e^{-a \cdot y^{m+1}} \quad (1)$$

$$dx = \frac{dQ}{Q} \quad (2)$$

$$y = \frac{\alpha - \alpha_0}{\Delta\alpha_c} \quad (3)$$

gdzie:

Q – całkowite ciepło doprowadzone,

α – kąt obrotu wału,

α_0 – początek spalania wyrażony w kątach obrotu wału,

$\Delta\alpha_c$ – czas trwania spalania wyrażony w kątach obrotu wału,

m – parametr kształtu,

a – parametr Vibe, dla całkowitego spalania wynosi 6,9.

Po scałkowaniu funkcji Vibe otrzymuje się część ładunku, która uległa spalaniu od początku trwania procesu:

$$x = \int \frac{dx}{d\alpha} d\alpha = 1 - e^{-a \cdot y^{m+1}} \quad (4)$$

gdzie:

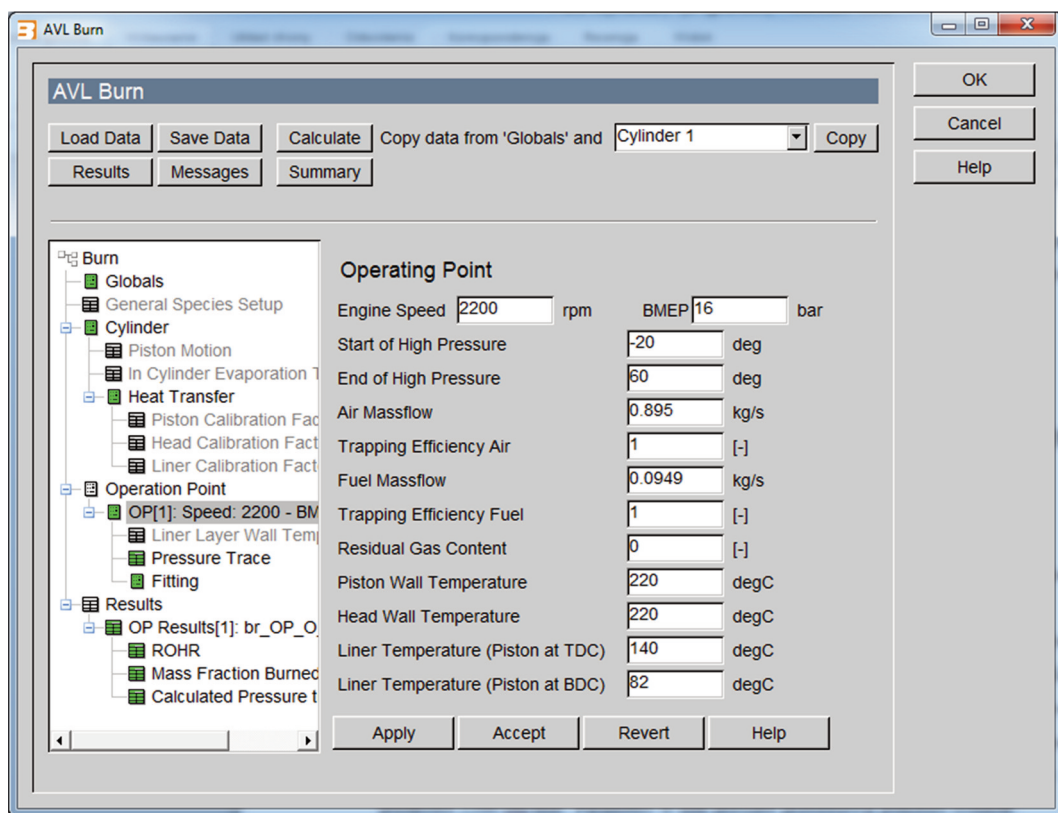
x – spalona część ładunku (ang. mass fraction burned, MFB).

Zatem na przebieg procesu spalania wpływ mają:

- współczynnik kształtu m ,
- współczynnik Vibe,
- początek spalania,
- czas trwania spalania. [11]

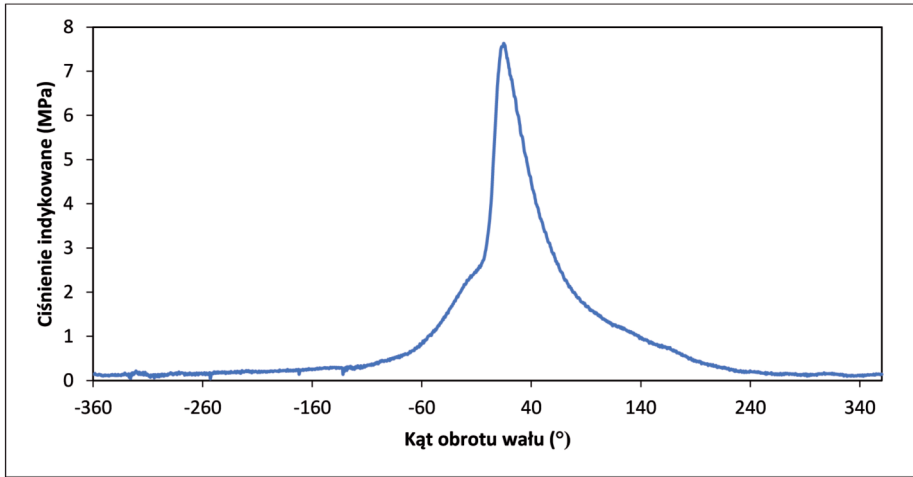
Pierwsza część badań polegała na wykonaniu kalibracji modelu spalania. Do tego celu zastosowano moduł Burn wchodzący w skład programu AVL BOOST. Umożliwia on przeprowadzenie obliczeń odwrotnych do procesu spalania zachodzącego w cylindrze. Do programu wprowadzony został rzeczywisty przebieg ciśnienia indykowanego. Na jego podstawie wyznaczono współczynnik uwalniania ciepła ROHR (ang. rate of heat release), który może zostać zastosowany do określenia charakterystyki spalania w modelu jedno lub dwustrefowym [11], [12]. Ciśnienie w cylindrze uzyskano za pomocą optoelektronicznego czujnika firmy OPTRAND typu M3.5x0.6. Badania hamowniane silnika wykonano na stanowisku, które znajduje się w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego „PZL-KALISZ” S.A. Czujnik był umieszczony w adapterach, zamontowanych w centralnej części głowicy. Rejestrację sygnałów z przetworników pomiarowych realizowano za pomocą układu składającego się z podstawy montażowej National Instruments Compact DAQ 9172 wraz z kartami pomiarowymi NI 9215 i komputerem przenośnym z oprogramowaniem opracowanym w programie LabView. Pojedynczy kanał pozwalał na jednoczesny pomiar z maksymalną częstotliwością próbkowania 100 kS/s.

W opracowanym modelu założono 4-suwowy cykl pracy z dwustrefowym modelem spalania. Wybrano klasyczny model transportu związków, dane geometryczne cylindrów zostały skopiowane z cylindrów występujących w modelu. Jako model transferu ciepła przyjęto model Woschniego. Na podstawie danych eksperymentalnych stworzono punkt pomiarowy dla prędkości 2200 obr/min. Parametry w nim przyjęte przedstawia rysunek 3.



Rys. 3. Widok okna ustawień punktu pomiarowego dla prędkości 2200 obr/min utworzony w module Burn [opracowanie własne]

Wartości ciśnienia indykowanego dla prędkości 2200 obr/min uzyskane w wyniku doświadczeń zostały wczytane do modułu Burn w zakładce Pressure Trace. Jego przebieg przedstawia rysunek 4.



Rys. 4. Wczytany do modułu Burn przebieg ciśnienia indykowanego dla prędkości 2200 obr/min [opracowanie własne]

W module Burn wyznaczone zostały następujące parametry:

- początek spalania SoC = $-4,74^\circ$,
- czas trwania spalania CD = 28,4,
- parametr kształtu m 1,32.

Na ich podstawie program wyznaczył przebieg współczynnika uwalniania ciepła ROHR w funkcji kąta obrotu wału (rys. 4).

Tab. 4. Parametry, dla których przeprowadzono obliczenia [opracowanie własne]

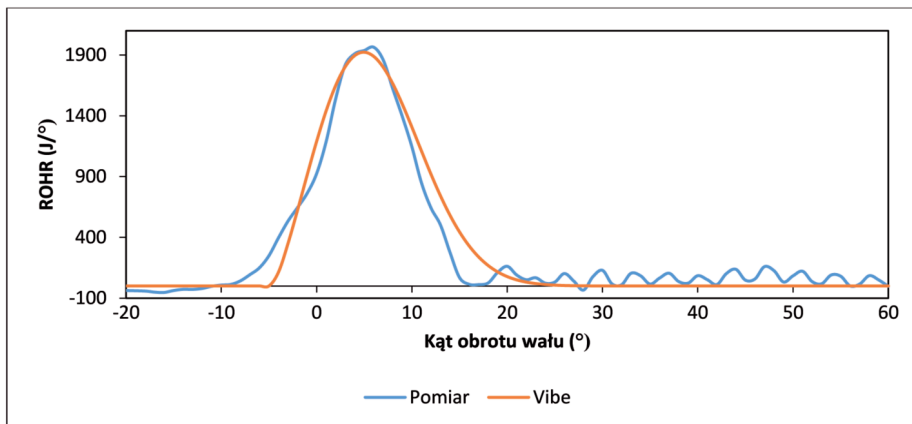
Kąt wyprzedzenia zapłonu 1 świecy ($^\circ$)	Kąt wyprzedzenia zapłonu 2 świecy ($^\circ$)	Średni kąt ($^\circ$)	Kąt początku spalania ($^\circ$)	Różnica względem średniego kąta nominalnego ($^\circ$)	Wysokość (m)
685	690	687,5	$-19,74^\circ$	-15	0 - 4500 co 500 m dla każdego punktu pomiarowego
690	695	692,5	$-14,74^\circ$	-10	
695	700	697,5	$-9,74^\circ$	-5	
700	705	702,5	$-4,74^\circ$	0	
705	710	707,5	$0,26^\circ$	5	
710	715	712,5	$5,26^\circ$	10	
715	720	717,5	$10,26^\circ$	15	

Druga część badań symulacyjnych polegała na zweryfikowaniu modelu silnika poprzez porównanie wartości: mocy, ciśnienia za sprężarką, ciśnienia za przepustnicami, godzinowego i jednostkowego zużycia paliwa oraz momentu obrotowego otrzymanych w wyniku symulacji z wartościami eksperymentalnymi uzyskanymi dla prędkości obrotowej wynoszącej 2200 obr/min, współczynnika nadmiaru powietrza $\lambda = 0,65$ i wysokości $H = 0$ m.

Ostatnia część badań polegała na opracowaniu charakterystyk wysokościowych dla stałej prędkości obrotowej wynoszącej 2200 obr/min. W tabeli 4 przedstawiono punkty pomiarowe, dla których wykonano obliczenia.

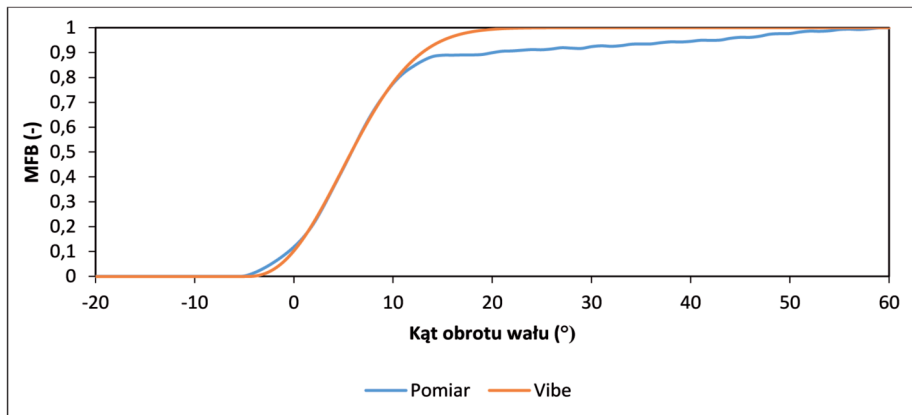
W rezultacie przeprowadzono serię symulacji dla każdej kombinacji średniego kąta wyprzedzenia zapłonu i wysokości lotu. Przy czym program zamiast kąta wyprzedzenia zapłonu wymaga podania kąta początku spalania (ang. start of combustion, SoC). Ze względu na różnicę występującą pomiędzy średnim kątem wyprzedzenia zapłonu a kątem początku spalania, należało odpowiednio skorygować wartość parametru SoC. Nominalne wartości kątów wyprzedzenia zapłonu dla obu świec to 700° oraz 705° , gdzie dla kąta 720° występowało GMP. Dla tych wartości parametr SoC wyznaczony został w pierwszej części badań symulacyjnych dotyczącej walidacji modelu spalania. Kolejne punkty pomiarowe różnią się o stałą wartość wynoszącą 5° , stąd też wartość tę dodawano lub odejmowano od nominalnego kąta początku spalania.

4. WYNIKI BADAŃ



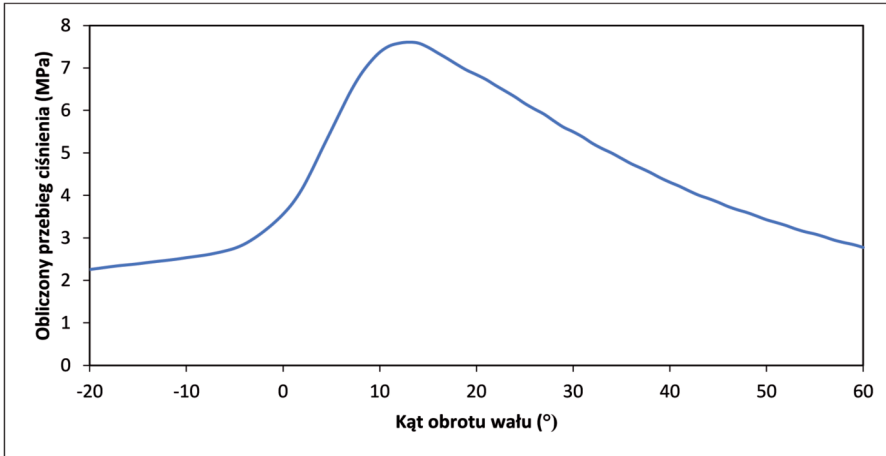
Rys. 5. Przebieg współczynnika uwalniania ciepła ROHR w funkcji kąta obrotu wału [opracowanie własne]

Pierwsza seria danych z rysunku 5 („Pomiar”) przedstawia przebieg współczynnika uwalniania ciepła obliczony na podstawie wczytanego ciśnienia indykowanego. Druga seria danych („Vibe”) przedstawia przebieg obliczony w oparciu o wyznaczone współczynniki modelu Vibe. Stanowi on przybliżenie rzeczywistej charakterystyki ROHR w funkcji kąta obrotu wału korbowego. Mimo różnicy występującej w kształcie obu krzywych, ilość wydzielonego ciepła w trakcie jednego cyklu jest taka sama.



Rys. 6. Spalona część ładunku MFB w funkcji kąta obrotu wału [opracowanie własne]

Rysunek 6 przedstawia analogiczne dwie serie danych dla części spalonego ładunku MFB (ang. mass fraction burned). Teoretyczny przebieg wyznaczony w oparciu o model Vibe odbiega od rzeczywistego od kąta obrotu wału wynoszącego 12° , co oznacza, że teoretyczny proces spalania całego ładunku przebiega szybciej.



Rys. 7. Obliczony przebieg ciśnienia w cylindrze w funkcji kąta obrotu wału [opracowanie własne]

Tab. 5. Wartości wybranych parametrów pracy silnika uzyskane doświadczalnie [opracowanie własne]

Parametr	Wartość
Prędkość obrotowa n	2200 obr/min
Moc N	769,3 kW
Ciśnienie za sprężarką p_k	139321 Pa
Ciśnienie za przepustnicami p_g	94659 Pa
Godzinowe zużycie paliwa G_e	314 kg/h
Jednostkowe zużycie paliwa g_e	408,1 g/kWh
Dawka paliwa na cykl pracy AF	0,5286 g/cykl
Moment obrotowy M	3339,6 Nm

Tabela 6 przedstawia wybrane parametry silnika uzyskane w wyniku symulacji dla 10 cykli pracy. Obliczenia przeprowadzone zostały w oparciu o parametry modelu spalania uzyskane w module Burn. Poprawna wartość każdego z parametrów ustalała się przy 5 cyklu.

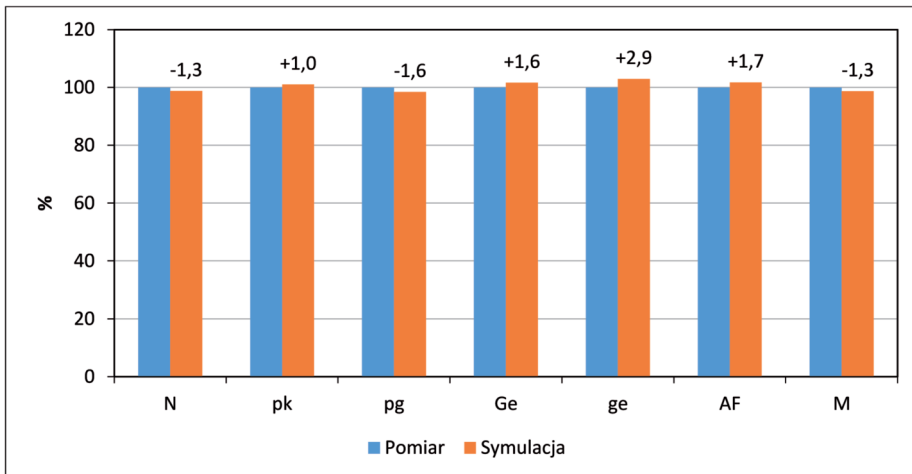
Tab. 6. Wartości wybranych parametrów pracy silnika uzyskane doświadczalnie [opracowanie własne]

Parametr	Wartość
Prędkość obrotowa n	2200 obr/min
Moc N	759,5 kW
Ciśnienie za sprężarką p_k	140686 Pa
Ciśnienie za przepustnicami p_g	93179 Pa
Godzinowe zużycie paliwa G_e	319 kg/h
Jednostkowe zużycie paliwa g_e	420 g/kWh
Dawka paliwa na cykl pracy AF	538 g/cykl
Moment obrotowy M	3297 Nm

5. ANALIZA I WNIOSKI

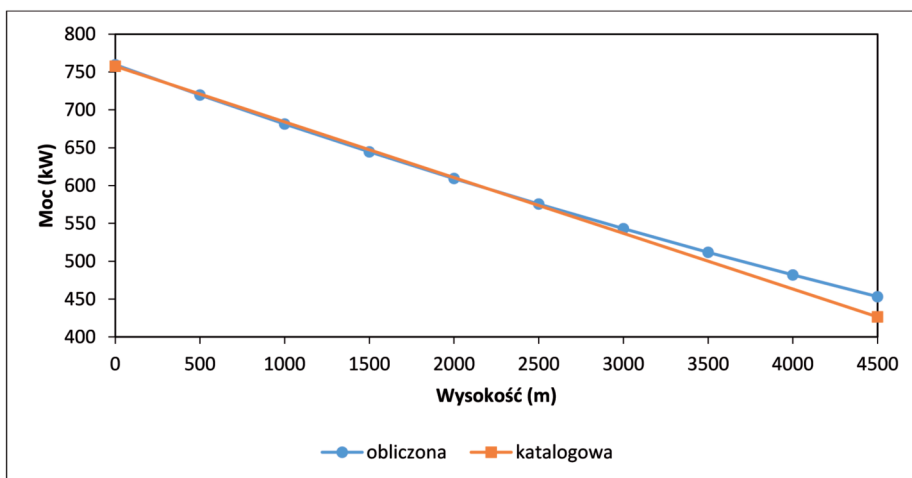
Względna różnica pomiędzy wartościami uzyskanymi w wyniku symulacji a wartościami doświadczalnymi wahała się od -1,6% dla ciśnienia za przepustnicami do 2,9% dla jednostkowego

zużycie paliwa (rys. 8). Niewielkie różnice świadczą o poprawnym doborze parametrów wszystkich elementów składowych modelu silnika.



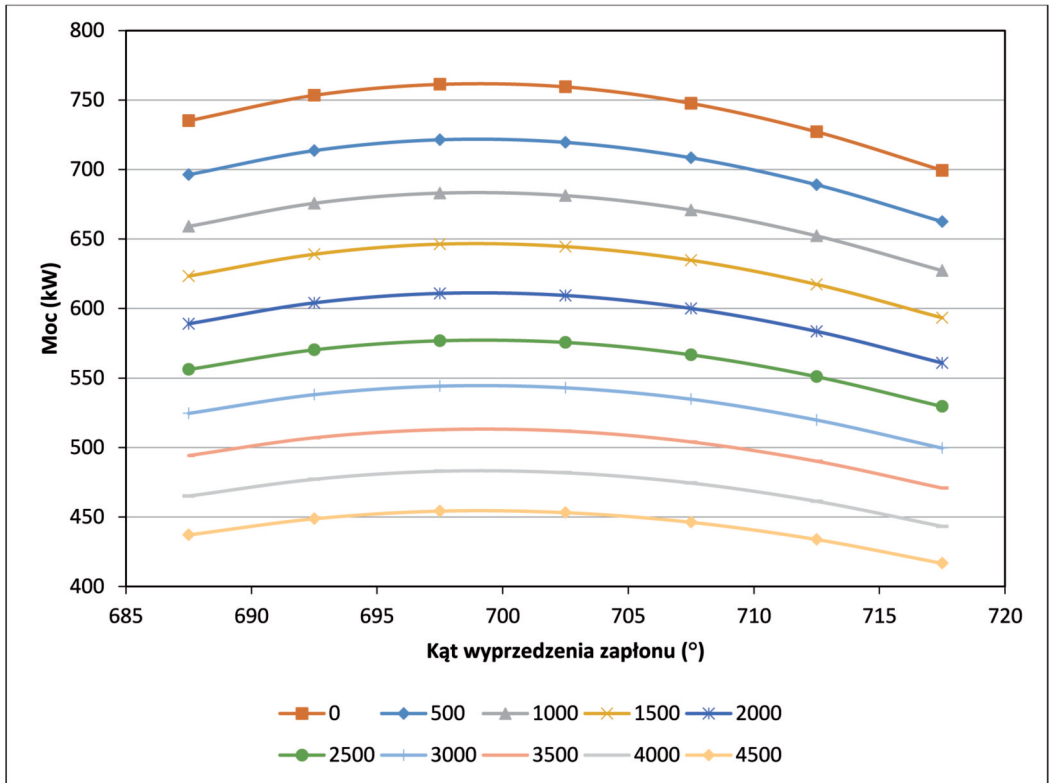
Rys. 8. Względne porównanie wartości uzyskanych eksperymentalnie oraz w wyniku symulacji, za punkt odniesienia (100%) przyjęto wartości pochodzące z rzeczywistych pomiarów [opracowanie własne]

Obliczona charakterystyka wysokościowa (rys. 9) pokrywa się z charakterystyką katalogową w zakresie 0-2500 m. Od 2500 do 4500 m moc uzyskana w wyniku symulacji jest większa od mocy katalogowej. Dla wysokości 4,5 km różnica wynosi ok. 6,2%. Rozbieżność ta wynikać może ze zmiany układu zasilającego - silnik ASz-62IR serii 16 w wersji fabrycznej wyposażony jest w gaźnik, zaś opracowany model posiada zespół wtryskiwaczy. Większa moc w rozpatrywanym przedziale wysokości uzyskiwana jest dla silnika zamodelowanego w programie. Świadczyć to może o większej efektywności układu wtryskowego od układu gaźnikowego.



Rys. 9. Porównanie obliczonej charakterystyki wysokościowej oraz charakterystyki katalogowej podawanej przez producenta silnika dla średniego nominalnego kąta wyprzedzenia zapłonu 702,5° [opracowanie własne]

Na rysunku 10 przedstawiony został szereg charakterystyk regulacyjnych dla średnich kątów wyprzedzenia zapłonu z tabeli 4. Dla każdej wysokości wraz ze zmianą kąta wyprzedzenia zapłonu maleje uzyskiwana moc. W całym zakresie wysokości dla kątów wyprzedzenia zapłonu 695° i 700° (średni kąt $697,5^\circ$) moc przyjmuje nieznacznie większe wartości od mocy dla nominalnych kątów wyprzedzenia zapłonu, tj. 700° i 705° (średni kąt $702,5^\circ$). Dalsze przyspieszanie zapłonu (średni kąt $692,5^\circ$ oraz $687,5^\circ$) powoduje spadek mocy w całym zakresie wysokości. W przypadku opóźnienia zapłonu również występuje spadek mocy w całym zakresie wysokości, przy czym jest on większy w porównaniu do tego samego kąta w przypadku przyspieszania zapłonu. Na przykład dla wysokości 500 m i średniego kąta $687,5^\circ$ moc wynosi 696,3 kW, zaś dla kąta $717,5^\circ$ moc przyjmuje wartość 662,5 kW.



Rys. 10. Charakterystyki regulacyjne kąta wyprzedzenia zapłonu dla różnych wysokości [opracowanie własne]

6. PODSUMOWANIE

Dzięki obliczeniom wykonanym w pracy możliwy jest właściwy dobór kąta wyprzedzenia zapłonu oraz analiza jego wpływu na moc silnika w zależności od wysokości lotu. Opracowany model umożliwia wykonanie kolejnych badań symulacyjnych pozwalających na zdefiniowanie optymalnych wartości kątów wyprzedzenia zapłonu w różnych warunkach pracy. Pozwala również na porównywanie parametrów pracy uzyskanych w wyniku obliczeń dla modelu silnika z układem wtryskowym ze zmierzonymi parametrami dla silnika z układem gaźnikowym. Bazując na wynikach takiego porównania możliwe jest przeprowadzenie optymalizacji modelu w celu poprawy uzyskiwanych osiągnięć.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Balicki W., Pągowski Z., Szczeciński S., 2009, „Zagadnienia napędów lotniczych”, Prace Instytutu Lotnictwa, 199, s. 7-16.
- [2] Dudziak J., 2013, „Analiza opłacalności stosowania silników tłokowych lub turbinowych do napędu śmigłowców lekkich”, Prace Instytutu Lotnictwa, 232-233, s. 15-23,
- [3] Alqahtani A., Shokrollahi Hassan Borough OF., Wyszynski, M., 2015, “Thermodynamic simulation comparison of AVL BOOST and Ricardo WAVE for HCCI and SI engines optimisation”, *Combust. Engines*, 161(2), pp. 68-72.
- [4] Donato T., Spedicato L., Trullo G., Carlucci A.P., and Ficarella A., 2015, “Sizing and simulation of a piston-prop UAV,” *Energy Procedia*, 82, pp. 119-124..
- [5] Bohbot J., Miche M., Pacaud P., and Benkenida A., 2009, “Multiscale Engine Simulations using a Coupling of 0-D/1-D Model with a 3-D Combustion Code”, *Oil Gas Sci. Technol. - Rev. l'IFP*, 64(3), pp. 337-359.
- [6] <http://www.rc.fm/polityczne/asz-z-certyfikatem.html> (2016)
- [7] http://dns.wsk.kalisz.pl/asz62_p.htm (2016)
- [8] Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL Kalisz, 1976, „Opis techniczny silnika lotniczego ASz-62IR serii 16”, Warszawa.
- [9] Rychter T., 1990, Modelowanie matematyczne roboczego cyklu silnika tłokowego, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa.
- [10] Heywood J. B., 1988, *Internal Combustion Engine Fundamentals*, McGraw-Hill, New York.
- [11] AVL BOOST Theory 11/2013.
- [12] AVL BOOST User Guide 12/2011.

SIMULATION STUDIES OF AIRCRAFT ENGINE ASZ-62IR IN STEADY-STATE CONDITIONS

Abstract

The paper presents the results of research aircraft piston engine model. One of the methods used to analyze engine work is creating the model and performing simulation. Zero-dimensional model of aircraft piston engine ASz-62IR was created in the AVL BOOST program. Combustion parameters were obtained with help of the Burn module. A series of simulations were performed, which resulted in the values of selected parameters of the engine. These values were compared with the results obtained experimentally to verify the created model. Then, simulations were performed to obtain regulatory characteristics of the ignition timing. At the end of the paper, conclusions drawn from the performed simulations and other ways of using the created model engine were presented.

Keywords: aircraft engine, ignition, zero-dimensional model.