

dr hab. inż. Mirosław KOWALSKI, prof. ITWL
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
01-494 Warszawa
ul. Księcia Bolesława 6.

Warszawa 23.06.2025.

RECENZJA ROZPRAWY DOKTORSKIEJ

(na zlecenie Rady Naukowej Dyscypliny Inżynieria Mechaniczna
- uchwała nr 48/RDN IM/2025 z dnia 16.04.2025 r.
oraz Pismo Przewodniczącego Rady Dyscypliny Naukowej „Inżynieria Mechaniczna”
z dnia 28.04.2025 r.)

Tytuł rozprawy: ANALIZA WPŁYWU UKŁADU WLOTOWEGO NA
NIESTATECZNOŚĆ PRACY SPRĘŻARKI OSIOWEJ
SILNIKA TURBINOWEGO

Autor rozprawy: mgr inż. Maciej ADAMCZYK

Promotor rozprawy: płk dr hab. inż. Adam KOZAKIEWICZ

Promotor pomocniczy: ppłk rez. dr inż. Michał FRANT

1. Charakterystyka pracy

Podjęta problematyka rozprawy doktorskiej mgr. inż. Macieja ADAMCZYKA dotyczy wpływu układu wlotowego na stateczność pracy sprężarki turbinowego silnika odrzutowego. Jest to problem, który pojawił się praktycznie od samego początku zastosowania sprężarek w turbinowych silnikach odrzutowych i aktualnie wydaje się, że jest już dość dobrze rozpoznany.

W pracy zaproponowano jednak dość nowatorskie podejście do rozpoznania tego zjawiska, prezentując – w pierwszej kolejności - podstawy teoretyczne występowania tego zjawiska, ukazując przy tym pewne (wybrane) przypadki jej wystąpienia. Wykonano dość głęboką analizę pracy układu wlotowego, określając także stopień zaburzenia strumienia wlotowego i jego parametrów dla wybranych warunków lotu. Ciekawym elementem było wyznaczenie pełnej charakterystyki układu wlotowego. Ponadto dokonano analizy pracy wentylatora, dwuprzepływowego, turbinowego silnika odrzutowego typu F-100-PW229, stanowiącego napęd samolotu F-16. Wyznaczono także podstawowe charakterystyki tego wentylatora w stanie ustalonym. Ważnym elementem niniejszej pracy są obliczenia numeryczne, z pomocą których przeanalizowano charakter pracy wentylatora w warunkach zaburzonych przez układ wlotowy. Obliczenia te wykonano z wykorzystaniem metod numerycznych stosowanych w mechanice płynów. Określono również – szacunkowo – dla jakiej intensywności wygenerowanych zaburzeń przez układ wlotowy zjawisko

niestatecznej pracy ma szansę wystąpienia, co w dużej mierze dało nową wiedzę o pracy tego silnika i jego podzespołów w warunkach zaburzonego strumienia powietrza przepływającego przez układ wlotowy do sprężarki. Co prawda nie dopatrzyłem się kilku interesujących zjawisk występujących we wlotach turbinowych silników odrzutowych, których charakter ma mniejszy lub większy wpływ na zaburzenie strumienia powietrza dostarczanego do zespołów sprężarki (wentylatora). Należą do nich np. tzw. zjawisko pompażu wlotu czy też zjawisko dudnienia strumienia powietrza przy osłonach wlotu.

Recenzowana rozprawa doktorska ma charakter analityczno-teoretyczny, oparty o przeprowadzone analizy literaturowe, tworzenie modeli numerycznych i symulacje.

Stanowi to dość interesujące podejście do problemu rozpoznania i oceny procesów niestatecznej pracy sprężarki turbinowych silników odrzutowych w wyniku zaburzenia strumienia powietrza przez układ wlotowy silnika.

2. Problem badawczy - cele rozprawy

Przedstawiona do recenzji rozprawa określa w skrócie, co jest przedmiotem rozprawy, stwierdzając, że jest nim przede wszystkim problem niestatecznej pracy sprężarek turbinowych silników odrzutowych. Przy czym skupiono się na niestatecznej pracy sprężarek (wentylatorów) wywołanych przez zaburzenia pracy układu wlotowego silnika.

Rozprawa zawiera także tezę pracy, będącej w zasadzie założeniem, mówiącym o możliwości określenia zbioru parametrów i ich wartości, które dostarczą informacji o wejściu zespołu wentylatora silnika F-100-PW229 w niestateczną pracę lub pompaż.

Stanowi to dość nietypowe podejście do prezentowania tezy pracy. Zwykle tezą pracy jest zdanie twierdzące (oznajmujące) lub stwierdzenie, które w toku realizacji rozprawy należy udowodnić, zweryfikować lub też obalić z pomocą określonych danych, analiz, badań itd. Można by rzec, że jest to zasadniczy punkt wyjścia rozprawy definiujący osiągnięcie, do którego dąży się w pracy. Ponadto teza pomaga skoncentrować analizy i badania na konkretnym problemie, który należy rozwiązać.

W rozprawie zdefiniowano także cel pracy, którym jest opracowanie metodyki wykonywania badań stateczności pracy układu wlot-wentylator dla turbinowego silnika odrzutowego z wykorzystaniem metod numerycznej mechaniki płynów. Osiągnięcie celu pracy stanowi punkt wyjścia do udowodnienia tezy pracy, stąd prezentowany cel jest w zasadzie użytecznym celem prowadzącym bezpośrednio do udowodnienia tezy pracy. Ponadto - moim zdaniem - uwzględniając zawartość recenzowanej rozprawy, wskazanym jest określenie przynajmniej jeszcze jednego celu, tj. np. celu naukowego, który uzasadniałby dość szerokie, teoretyczne opisywanie zjawiska niestatecznej pracy sprężarki na podstawie przeprowadzonej analizy literatury przedmiotu.

3. Sposób przeprowadzenia analizy źródeł i formułowania wniosków

Recenzowana rozprawa zawiera 121 pozycji literaturowych oraz 7 adresów stron internetowych zawierających istotne informacje w przedmiotowej kwestii. Większość

została opublikowana w ciągu ostatnich dwóch dekad i ma bezpośrednie odwołanie w tekście rozprawy, a tylko 2 pozycje nr [65] i [80] nie mają tego odniesienia. Wskazany jest również nadmienić, że istotna część zamieszczonej literatury jest obcojęzyczna – głównie w języku angielskim. Zakres tematyczny należy uznać za właściwy do realizacji niniejszej rozprawy doktorskiej.

Ponadto Autor dość obszernie przeprowadził analizę literatury przedmiotu w tej tematyce, poczynając o krótkiego opisu historycznego i rozwoju silników turbinowych silników odrzutowych, charakterystykę pracy znanych rozwiązań konstrukcyjnych do analizy uzyskiwanych parametrów. W ramach przeprowadzonej analizy Autor dość dogłębnie opisał pracę układów wirnikowych, zjawisko niestatecznej pracy sprężarek turbinowych silników lotniczych oraz wybrane charakterystyczne dane występujące podczas ich pracy, jak np. określanie zapasu statecznej pracy itp.

Ostatecznie stwierdzam, że przeprowadzona analiza literatury przedmiotu, jest wystarczająca do zrealizowania niniejszej rozprawy.

4. Rozwiązanie postawionego zadania w rozprawie

Przedstawiona do recenzji rozprawa doktorska liczy ogółem 201 stron. Składa się ze spisu treści, spisu najważniejszych symboli, wprowadzenia, pięciu rozdziałów oraz zakończenia, wykazu literatury, spisu tabel i rysunków, a także krótkiego streszczenia w języku polskim i angielskim. W sumie praca zawiera 158 rysunków i 8 tabel.

Wykaz ważniejszych oznaczeń zawiera alfabetycznie ustawiony wykaz symboli i oznaczeń zastosowanych w tekście rozprawy. Tego typu wykazy stanowią istotny element poprawiający czytelność pracy, a ponadto ograniczający wielokrotne powtarzanie niektórych opisów. Należy jednak stwierdzić, że nie jest on kompletny, a przy tym występują te same oznaczenia oddzielnie opisane. Bardziej czytelnym wydaje się, gdy dany symbol występuje raz, zaś opisy do niego są wymienione po nim - rozdzielone ukośnikiem (ang. slash). W dodatku występują pewne oznaczenia, których symbole są ogólnie znane i przyjęte, a w tej rozprawie akurat traktowane inaczej, np. prędkość obrotowa jest zwykle oznaczana małą literą „n” – w rozprawie jest duża litera „N”. Natomiast małą literą „n” oznaczono względną prędkość obrotową, którą zwykle oznacza się z kreską na nią „ $\bar{n}$ ”. Niekiedy, lepszym rozwiązaniem jest rozdzielenie wykazu na skróty, symbole i oznaczenia oraz indeksy, co wielokrotnie zwiększa czytelność i unika się kilkukrotnego powtarzania symboli głównych. Są to jednak tylko uwagi natury formalnej i nie stanowią istotnych uchybień. Wykaz ten zawarto na 2 stronach.

Wprowadzenie rozpoczyna się od przybliżenia zjawiska niestatecznej pracy sprężarki, jego wpływu na pracę silnika i bezpieczeństwo lotu. Ponadto Autor ustosunkowuje się do kwestii znajomości tego zjawiska przez załogi statków powietrznych i ich reakcji na jego występowanie. W dalszej części krótko charakteryzuje zawartość pracy. Moim zdaniem brak jest tzw. genezy pracy i krótkiej analizy literatury przedmiotu opisującej te zjawiska. Prawdopodobnie wynika to z tego, że w dalszej części teoretycznej pracy Autor dość

szczegółowo opisuje te zjawiska odwołując się do wspomnianej wyżej literatury przedmiotu. Wprowadzenie zostało zawarte na 2 stronach.

Rozdział pierwszy „Niestateczna praca sprężarek w lotnictwie” prezentuje w pierwszej kolejności, krótki opis sprężarek osiowych, ich zalety, wady oraz wybrane, charakterystyczne parametry. Dalej Autor przedstawia zjawisko niestatecznej pracy sprężarki, ukazując przyczynę powstawania, przebieg i rozwój tego zjawiska oraz objawy i skutki oddziaływania na uzyskiwane parametry pracy. W dalszej części tego rozdziału Autor przybliży teoretyczne podstawy niestatecznej pracy sprężarki i pompażu, jednoznacznie rozdzielając te pojęcia. W dodatku opis teoretyczny oparto o trójkąty prędkości, prezentowane m.in. na rys. 1.5, który nie jest dokładnie wykonany i może wprowadzać mniej wtajemniczonych w zakłopotanie – chodzi np. o zakresy występowania wektorów W_{1U} , W_{2U} , C_{1U} , C_{2U} , U , ΔW_u , ΔC_u . W dalszej części przedstawiono przykładową charakterystykę sprężarki oraz wybrane zależności opisujące różne jej elementy. Przytoczone zależności są zapożyczone z różnej literatury, jednak brak jest odniesień do niej, co mimowolnie sugeruje ich autorskie pochodzenie. Ponadto, dużym atutem byłoby wyprowadzenie niektórych zależności, aby potwierdzić ich prezentowane zapisy. Drugim podrozdziałem są zdarzenia lotnicze, które były wynikiem wystąpienia niestatecznej pracy sprężarki. Przedstawiono w nim kilka przykładów takich zdarzeń opisując przy tym wybrane oznaki najczęściej występujące przy pojawieniu się niestatecznej pracy sprężarki. Zaprezentowano też krótki opis czynności koniecznych do wykonania na silniku po wystąpieniu tego zjawiska. W dalszej części przedstawiono wybrane przypadki tego zjawiska na samolotach wojskowych. Przedstawiono także przykładowe zmiany podstawowych parametrów pracy silnika, ich dynamikę zmian oraz metody zapobiegania. Rozdział ten zawarto na niecałych 23 stronach rozprawy.

W kolejnym rozdziale (drugim) przedstawiono obszary badań układów wylotowych w aspekcie wpływu na stateczność pracy sprężarek w lotniczych silnikach turbinowych. Podkreślono, że zagadnienia związane z niestateczną pracą sprężarek budzą duże zainteresowanie wielu ośrodków naukowo-badawczych w świecie. Ukazano to prezentując mapę (na rys. 2.1) ośrodków badawczych podejmujących próby rozpoznania zagadnień związanych z niestateczną pracą sprężarek. Czytelność tego rysunku jest jednak bardzo słaba i chyba nie spełniła pożądanego roli informacyjnej. W dalszej części wskazano największy ośrodek badawczy zajmujący się tymi badaniami tj. amerykański instytut technologiczny w Massachusetts oraz zaangażowani w tych badaniach czołowi producenci silników i komponentów lotniczych na świecie, w tym m.in. Pratt & Whitney, General Electric, Collins Aerospace. Tutaj także Autor zamieścił rysunek obrazujący mapę ośrodków skoncentrowanych wokół tego instytutu, ale – podobnie jak wyżej – czytelność jego jest bardzo słaba. Wspomniano także o aktywnych, dalekowschodnich centrach badawczych – podkreślając zwłaszcza chińskie instytuty naukowe. Wspomniano, że ww. wymienione ośrodki koncentrują się na badaniach dotyczących niestatecznej pracy sprężarek, ale poprzez trzy główne obszary, tj. badania wlotów powietrza, badania sprężarek oraz badania układu wlot-sprężarka.

W kolejnym podrozdziale skupiono się na badaniach układów wlotowych, podkreślając ich rolę we wstępnym sprężaniu i doprowadzaniu odpowiedniej ilości, stabilnego

i jednorodnego strumienia powietrza do sprężarki. Dalej zaprezentowano wloty poddźwiękowe oraz przypadki, w których może dojść do powstania zaburzenia strumienia wlotowego dostarczanego do sprężarki. Przedstawiono proces powstawania wiru wlotowego podczas pracy silników na ziemi oraz zaburzenia strumienia powstające podczas kołowania lub startu, ale wywołane tylko poprzez wiatr boczny oraz występujące w trakcie lotu na dużych kątach natarcia lub ślizgu. Skąd to ograniczenie - nie zostało przedstawione w treści rozprawy, a np. z badań prowadzonych w latach osiemdziesiątych ubiegłego wieku przez pracowników Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych wynikało, że w trakcie kołowania wir wlotowy ulega zakrzywieniu (pod kadłub samolotu), nie dotykając podłoża, co likwidowało zasysanie ciał obcych z pasa startowego. Wykazano, np. dla samolotu MiG-21, że wystarczyła już prędkość kołowania wynosząca około 36 km/h, aby wir wlotowy nie powodował zasysania ciał obcych z drogi startowej. Ponadto, dość zaskakującym jest nagłe ustosunkowanie się Autora tylko do dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych o dużym stopniu podziale strumienia, co prowadzi do konstruowania wentylatorów o coraz większych średnicach. Być może wynika to z tego, że w dalszej części rozprawy Autor zajął się głównie dwuprzepływowym, turbinowym silnikiem odrzutowym typu F-100-PW229 stanowiący napęd samolotu F-16. W każdym razie należy podkreślić, że przedstawiono tutaj kilka dość interesujących wyników badań, w tym to, że optymalizacja geometrii wlotu może prowadzić do stabilnej pracy silnika przy 10° bocznym wietrze o prędkości do 20 m/s i istotnego zmniejszenia lokalnej liczby Macha na krawędzi wlotu oraz do zmniejszenia całkowitego oporu aerodynamicznego gondoli o około 10%.

Dalej zajęto się wlotami naddźwiękowymi, podkreślając ich skomplikowane konstrukcje ze względu na ich pracę w warunkach oddziaływania fali uderzeniowej. Dość szczegółowo opisano ich rozwiązania konstrukcyjne, ukazując jednocześnie wpływ poszczególnych rozwiązań na zaburzenia generowane np. w kanale dolotowym silnika. Ponadto przedstawiono różne badania numeryczne zastosowane w obliczeniach poszczególnych wlotów, co pozwoliło na określanie wpływu zaburzeń na np. charakterystykę pola ciśnienia w kanale, czy problem podmuchu powietrza dla konstrukcji wlotu serpentynowego. Nie zaprezentowano jednak w tym podrozdziale np. zaburzeń strumienia wlotowego, których efektem jest tzw. pompaż wlotu, przekładający się bezpośrednio na pompaż sprężarki. Jest to dość interesujące i mało znane zjawisko, które było powodem pojawienia się w wielu rozwiązaniach konstrukcyjnych wlotów naddźwiękowych tzw. kłapek przeciwpompażowych, których zadaniem jest likwidacja pompażu wlotu i stabilizacja strumienia napływającego do sprężarki.

Kolejny obszar analizy dotyczył badań sprężarek, gdzie wskazano na istotę luzów wierzchołkowych łopatek i powstających w nich przeciekach, zwiększających się wraz ze wzrostem tego luzu. Przybliżono także walory zastosowania tzw. kanałów recyrkulacyjnych wbudowanych w korpus sprężarki, które minimalizują straty i przecieki szczelinowe, wpływając jednocześnie na poprawę stateczności pracy sprężarki. Wskazano, na tożsame oddziaływanie na pracę sprężarki luzów wierzchołkowych występujących w wieńcach kierownic, pomimo tego, że nie są to elementy wirujące. Dodatkowo zwrócono uwagę na to, że długotrwała eksploatacja zespołów napędowych w nieprzyjnym środowisku powoduje degradację łopatek sprężarki, szczególnie właśnie przy końcówkach łopatek wirnika.

Powodem tego jest zmniejszenie cięciwy, zwiększenie szczeliny między łopatką a korpusem, czyli w zasadzie podstawowych parametrów geometrycznych, co m.in. obniża granicę pracy statycznej sprężarki. Na koniec podkreślono wagę optymalizacji geometrii łopatek sprężarki, której zasadniczym celem jest wzrost sprawności i uzyskiwanego sprężu.

W podrozdziale dotyczących badań układów wlot-sprężarka podkreślono istotny wpływ wlotu na pracę sprężarki. Ponadto konsekwencją niejednorodnego strumienia wlotowego jest obniżenie granicy pracy statecznej, spadek sprawności i wzrost obciążeń łopatek wirnikowych. Niejednorodność strumienia wlotowego przedstawiono na rysunku (rys.2.17), skoda tylko nie zamieszczono skali oraz nazwy silnika, z którego pochodzi to zobrazowanie. Dalej przedstawiono negatywny wpływ na stabilność pracy sprężarki (tj. przyspieszenie wejścia z niestateczną pracą) – zarówno we wlotach poddźwiękowych jak i naddźwiękowych – w wyniku zaburzeń powstających od strony zewnętrznej średnicy kanału przepływowego. Od strony podstawy łopatek mamy do czynienia z zupełnie odwrotnym zjawiskiem, tj. opóźnieniem wejścia sprężarki w niestateczną pracę.

Wskazano dodatkowo, na istotę procesu optymalizacji przy projektowaniu układów wlotowych i wykorzystanie do tego celu strategii Pareto.

Tutaj mam pytanie: czy Doktorant może przybliżyć strategię Pareto i w jaki sposób została ona tutaj wykorzystana. Na zakończenie tego rozdziału podano cel rozprawy oraz tezę, co do których ustosunkowałem się wcześniej. Rozdział drugi zawarto na 19 stronach rozprawy.

Trzeci rozdział to „Charakterystyka obiektu badawczego”, gdzie Autor wskazał na układ wlotowy i wentylator wielozadaniowego samolotu myśliwskiego F-16 Fighting Falcon. W dość krótki sposób opisano jego historię oraz wybrane zalety. Dalej zajęto się analizą układu wlotowego, gdzie w dużym skrócie przytoczono zadania i problemy opisane w poprzednim rozdziale, zwracając szczególną uwagę na wloty myśliwców czwartej generacji, generujące prostopadłą falę uderzeniową. Następnie przybliżono podstawowe cechy wlotu samolotu F-16, który charakteryzuje się krótkim układem i właśnie generujący prostopadłą falę uderzeniową. Przedstawiono rozkład ciśnienia statycznego w kanale wlotowym samolotu F-16 podczas lotu z prędkością naddźwiękową. Kolejną rzeczą tego rozdziału to analiza układu silnika F-100, gdzie przedstawiono m.in. jeden z istotniejszych wskaźników przydatności silnika do zastosowań w samolotach myśliwskich tj. stosunek wytwarzanego ciągu do masy własnej. Interesującym było przedstawienie zmiany tego wskaźnika wraz z rozwojem silników dwuprzepływowych o niskim podziale masowego natężenia przepływu na przestrzeni od 1940 do 2010 roku. Dalej opisano i przedstawiono w tabeli podstawowe parametry tego silnika. Kończącym podrozdziałem było wyznaczenie punktu pracy silnika, gdzie w pierwszej kolejności opracowano model na bazie oprogramowania GasTurb, choć nie przedstawiono jak ten model wygląda, a tylko przedstawiono przykładowy wydruk wyników obliczeń uzyskanych z jego pomocą. Kolejnym była prezentacja cyklu termodynamicznego tego silnika wraz z pracą dopalacza w układzie entalpia – entropia (rys. 3.8). Przedstawiono też charakter zmiany podstawowych parametrów silnik – sprawności ogólnej, ciągu jednostkowego i jednostkowego zużycia paliwa w funkcji sprężu (rys.3.9). Wyznaczono - na tej podstawie - wartość sprężu całkowitego silnika pracującego na ziemi ($\pi^* = 23$), wskazując na fakt mniejszego znaczenia zużycia paliwa przy kryterium zastosowania bojowego silnika. Dalej przedstawiono charakter zmiany sprawności ogólnej, ciągu jednostkowego i jednostkowego zużycia paliwa w funkcji sprężu wentylatora, gdzie wyznaczono przedział, w którym osiągnąć jest

maksymalny ciąg jednostkowy ($\pi_w^* = 2,8 \div 3,2$), czy potwierdzono dane literaturowe, które wskazują na wartość $\pi_w^* = 3$, jako najczęściej spotykany w opisach. Ciekawym jest także prezentowany graficznie, przebieg zmian ciśnienia, temperatury i prędkości bezwzględnej strumienia w charakterystycznych przekrojach silnika (rys.3.11). Ostatecznie – do obliczeń szczegółowych wentylatora – przyjęto jego sprawność na poziomie $\eta_w = 0,86$, spręż $\pi_w^* = 2,9$, prędkość obrotową wirnika na poziomie 9810 obr/min oraz wstępne masowe natężenie przepływu strumienia o wartości $\dot{m} = 120 \left[\frac{kg}{s} \right]$.

Rozdział ten zawarto na 12 stronach rozprawy.

Rozdział czwarty pt.: Badanie układu wlotowego rozpoczyna się od krótkiej historii w zakresie badań dotyczących wpływu układów wlotowych na parametry uzyskiwane przez silniki lotnicze. W następnej kolejności dokonano oceny pracy układów wlotowych podkreślając przyczyny zaburzeń strumienia w układach wlotowych. Wymieniono jako główne interakcja fal uderzeniowych z elementami układu wlotowego oraz zassanie warstwy przyściennej lub turbulentnego strumienia z kadłuba samolotu. Przedstawiono przykładowe wzorce zaburzeń (z kilkoma strefami i z jedną strefą) na przykładzie rozkładu ciśnienia całkowitego. Wskazano, że zaburzenia są oceniane z pomocą kilku podstawowych parametrów, do których należą: współczynnik zaburzenia obwodowego CDI, współczynnik zaburzenia promieniowego RDI, współczynnik turbulencji, współczynnik MPR i współczynnik DPC. Współczynnik zaburzenia obwodowego obrazuje względną różnicę ciśnienia na danym okręgu. Współczynnik zaburzenia promieniowego to różnica ciśnienia względem całego przekroju. Współczynnik turbulencji pokazuje różnicę między maksymalnym i minimalnym ciśnieniem całkowitym w przekroju w odniesieniu do ciśnienia średniego. Współczynnik MPR obrazuje stosunek sumy współczynników zaburzenia obwodowego do maksymalnej wartości tego współczynnika zaburzenia obwodowego. W dodatku współczynnik ten pozwala na ocenę zaburzeń o skomplikowanych wzorcach, gdzie jest więcej niż jeden obszar oderwania. Współczynnik zaburzenia ciśnienia DPC jest uzależniony w zasadzie od wszystkich wymienionych wcześniej, ale przy pewnych uproszczeniach decydujący wpływ mają wartości współczynnika zaburzeń obwodowych CDI. Wskazano na to, że parametry do wyznaczenia wszystkich wymienionych współczynników są pozyskiwane z przekroju wyjściowego układu wlotowego. Ostatecznie stwierdzono, że ocenę pracy układu wlotowego prowadzi się dla całego zakresu obwiedni operacyjnej samolotu w funkcji liczby macha, kąta natarcia lub pochylenia, kąta ślizgu lub pochylenia. W dalszej kolejności zajęto się modelem numerycznym do czego niezbędnym było odwzorowanie geometrii układu wlotowego samolotu F-16. Wpierw zbudowano model bryłowy samolotu niezbędny do opracowania modelu analizy numerycznej przepływu strumienia. Po czym wydzielono część kadłuba wraz z całym kanałem dolotowym i po przeniesieniu do oprogramowania Spaceclaim przygotowano prostopadłościenną domenę obliczeniową płynu. Efektem kolejnych czynności było doprowadzenie do tzw. dyskretyzacji modelu, w którym użyto siatki hybrydowej, łączącej elementy strukturalne i niestukturalne. Po wygenerowaniu siatki zgrubej dodano obszar zagęszczonej siatki w okolicach wydzielonego obiektu, celem zwiększenia dokładności wyników w obszarze spodziewanych, istotnych zmian parametrów. W kolejnym podrozdziale przeprowadzono

analizę pracy układu wlotowego, który dokonano z wykorzystaniem środowiska Ansys Fluent. Wyznaczono średnie ciśnienie całkowite na wyjściu układu wlotowego w funkcji liczby Macha oraz rozkład liczby Macha wzdłuż przekroju podłużnego kanału wlotowego (wyniki przedstawiono graficznie). Prezentowane wyniki lotu z liczbą Macha od 0,80 do 0,85 uwiadamiają wejście fali uderzeniowej do kanału wlotowego z charakterystycznymi odbiciami od ścianek kanału i wyhamowaniem strumienia do prędkości poddźwiękowej. Dalej przedstawiono m.in. kilka ciekawych rozkładów zmian ciśnienia całkowitego w przekroju podłużnym oraz przekrojach poprzecznych, czy też rozkład pola ciśnienia całkowitego, temperatury całkowitej oraz liczby Macha, dla lotu z kątem natarcia $\alpha=0^\circ$ dla ostatniego przekroju kanału wlotowego w zależności od liczby Macha lotu. W celu wyznaczenia współczynników wprowadzono rozkład punktów pomiarowych, wykorzystując oprogramowanie Ansys Fluent, co ułatwia odczyt wartości parametrów lub ich wizualizację. Na rys. 4.19 przedstawiono zmianę sprężu i współczynnika strat ciśnienia wlotu dla różnych kątów natarcia w funkcji liczby Macha, z którego wynika brak zależności uzyskiwanego sprężu od kąta natarcia, ale już wzrost liczby Macha powoduje wzrost wartości tego sprężu. Współczynnik strat ciśnienia wykazuje podobną charakterystykę (brak wpływu kąta natarcia), a wzrost prędkości lotu powoduje szybszy wzrost strat tego współczynnika. W dalszej części przedstawiono ciekawe wyniki zmian ciśnienia całkowitego na poszczególnych okręgach w przekroju wylotowym w funkcji liczby Macha i kąta natarcia oraz rozkład ciśnienia całkowitego dla różnych kątów natarcia i liczby Macha równej 0,8. Tego rodzaju zobrazowania pozwalają na określenie rozpiętości obwodowej zaburzenia poprzez wartość kątową obszaru niższego ciśnienia w stosunku do ciśnienia średniego dla danego okręgu. Kolejnym było przedstawienie wszystkich podstawowych współczynników dla konkretnych liczb macha i kątów natarcia. Na zakończenie tego rozdziału podjęto próbę przyporządkowania uzyskanych parametrów do wykonania przez niego konkretnych manewrów. Otrzymane współczynniki przyporządkowano do poszczególnych punktów obwiedni, co przedstawiono w tabeli 4.3 i opisano w tekście, a ostatecznie podsumowano prezentując walory tego wlotu. Rozdział ten zawarto na 34 stronach rozprawy.

Rozdział piąty prezentuje badania wentylatora, których celem było określenie jego odpowiedzi na zaburzenie strumienia powietrza powstałe w układzie wlotowym samolotu F-16. W pierwszej kolejności zbudowano model geometryczny obiektu, jego walidację i dalej szereg obliczeń przepływowych, których celem było wyznaczenie charakterystyki pracy wentylatora i sprężarki. Obliczenia analityczne wentylatora rozpoczęto od zaprojektowania wentylatora, co pozwoliło na wyznaczenie geometrii kanału przepływowego i łopatek oraz parametrów jego pracy zapewniające wymaganą wartość sprężu. Podstawowe parametry pracy wentylatora silnika F-100-PW229 przedstawiono w tabeli. 5.1. Dalej przedstawiono schemat wymiarów kanału przepływowego, a dla opisu zjawisk przepływowych zachodzących w palisadach wentylatorów wyznaczono trójkąty prędkości, które przedstawiono graficznie. Przedstawiono też zmiany ciśnienia i temperatury powietrza w charakterystycznych przekrojach wentylatora oraz rozkłady wybranych parametrów pracy wzdłuż wysokości łopatki wentylatora, jak np. prędkości bezwzględnej i jej składowych, prędkości względnych, temperatury i ciśnienia spiętrzenia na wyjściu ze stopnia oraz kąta wygięcia profilu i kąta ustawienia w palisadzie. Przeprowadzone obliczenia umożliwiły dobranie profilu aerodynamicznego łopatki, a otrzymane parametry

profilu przedstawiono w tabeli 5.2. Dalej przygotowano siatkę (o dużej gęstości) modelu obliczeniowego palisady płaskiej, a przyjęty schemat posłużył do obliczeń numerycznych tej palisady płaskiej. Dobrano warunki brzegowe – prezentowane na rys.5.15 i następnie przeprowadzono obliczenia dla łopatek wirnikowych wentylatora na promieniu średnim. Wyniki obliczeń współczynnika strat ciśnienia oraz współczynnika dyfuzyjności przedstawiono na rys.5.17, gdzie wskazano kąt $i = 1^\circ$ jako optymalny (ze względu na najmniejsze straty) dla pierwszego i drugiego stopnia oraz $i = -1^\circ$ dla trzeciego stopnia. W podrozdziale drugim „Model numeryczny” wskazano, że analiza przepływowych maszyn wirnikowych wykorzystuje dwa główne podejścia w obliczeniach numerycznych.

W pierwszym podejściu stosowany jest ruchomy układ odniesienia, który obraca się ze stałą prędkością obrotową wraz z wirnikiem, czego wynikiem jest ustalony przepływ względem tego układu. Schemat ruchomego układu współrzędnych przedstawiono na rys. 5.18. Rozwiązywanie równań ruchu płynu w ruchomym układzie odniesienia, wymaga wprowadzenia dodatkowych członów w równaniach pędu, które wyrażają równania pędu za pomocą prędkości względnych jako zmiennych zależnych. Metodę tę zaleca się w przypadkach, gdy większość domeny płynu będzie ruchoma. W drugim przypadku równania pędu wyrażane są za pomocą prędkości bezwzględnych jako zmiennych zależnych. Jest to zalecane w przypadkach, gdy ruchoma część domeny płynu jest niewielka w stosunku do całości.

Drugie podejście to zastosowanie siatek dynamicznych, które oznaczają, że możliwym jest przesuwanie granicy siatki obszaru domeny obliczeniowej względem innych obszarów wraz z odpowiednim dostosowaniem tych siatek. To wymusza aktualizowania węzłów siatki w funkcji czasu, co powoduje, że rozwiązanie to przeznaczone jest głównie do analiz nieustalonych. Do tych obliczeń istotnie zwiększa się zapotrzebowanie na moc obliczeniową komputerów.

Budowę modelu numerycznego rozpoczęto od wykonania pojedynczej łopatki każdego stopnia wentylatora. Zbudowano zatem profile aerodynamiczne dla każdego z przekrojów łopatki przy wykorzystaniu oprogramowania Ansys Spaceclaim. Wyrysowane profile ustawiono odpowiednio względem siebie uwzględniając ich umiejscowienie względem wysokości łopatki oraz jej skręcenie. Graficznie przedstawiono etapy modelowania łopatek wirnikowych oraz stworzone modele łopatek wieńca wirnikowego i wieńca kierownic w dwóch rzutach. W kolejnych krokach zorientowano wieńce wirnikowe i kierownicze względem siebie, zapewniając odległość pomiędzy poszczególnymi wieńcami wynoszącymi około 20% cięciwy łopatki poprzedzającej na średnim promieniu – zapewnia to mniejsze straty przepływu.

Przygotowanie modelu do obliczeń numerycznych wymagało wyodrębnienia - z całej palisady – pewnej objętości płynu wokół łopatki, co zrealizowano wprowadzając płaszczyznę przechodzącą przez cięciwę łopatki, a następnie odsunięto ją zgodnie z wewnętrzną podziałką palisady, tak aby podzielić całą domenę płynu wirnika na jednakowe objętości wokół każdej z łopatek. Następnym krokiem była dyskretyzacja modelu I przygotowanie geometrii modelu wentylatora do obliczeń numerycznych. Podstawą w dyskretyzacji modeli numerycznych są siatki strukturalne (heksahedralne) oraz siatki niestrukturalne (tetrahedralne). Nowe możliwości umożliwiły wprowadzenie elementy

siatek hybrydowych w postaci np. komórek wielościennych (polihedralnych). Siatki polihedralne są połączeniem wielu elementów siatek strukturalnych i niestukturalnych, które scalono w regularną komórkę wielościenną. Najważniejszą zaletą siatek polihedralnych jest skrócony czas obliczeń z uwagi na znacznie mniejszą liczbę zastosowanych elementów. Stąd do dyskretyzacji modelu wentylatora wykorzystano siatkę polihedralną.

Dalszą czynnością była analiza pracy stopni wentylatora, której celem było zweryfikowanie, czy uzyskane parametry są zbieżne z otrzymanymi w wyniku obliczeń analitycznych. Weryfikacja wypadła pozytywnie, a przy tym potwierdzono, że ciśnienie całkowite wzrasta na łopatkach wirnika i następnie jest stałe w przekroju łopatek kierownic, zaś ciśnienie statyczne odwrotnie, jest niższe na wirniku, a potem wzrasta na kierownicach. Rozkłady podstawowych parametrów tj. ciśnienia i prędkości wzdłuż promienia łopatki wirnika, dla określonej prędkości (w tym przypadku dla $N_1 = 9810 \text{ [obr/min]}$) w funkcji wysokości względnej łopatki $\bar{r}$ przedstawiono graficznie, na których uwidaczniają się odchylenia parametrów u podstawy łopatki oraz na jej końcówce. Są to naturalne zjawiska dla rzeczywistych konstrukcji wentylatorów, albowiem u podstawy łopatki powstaje obszar zwiększonych strat w wyniku kontaktu płynu ze ścianką kanału, zaś na końcówce łopatki obszar strat wynika z przecieków szczelinowych.

Końcowe elementy tego rozdziału to analiza pracy wentylatora w stanie ustalonym i nieustalonym. W stanie ustalonym dokonano oceny poprawności pracy modelu i stopnia jego zgodności z obiektem rzeczywistym. Potwierdzono zadowalające odwzorowanie opracowanego modelu z obiektem rzeczywistym, osiągnięto zbliżone wartości podstawowych parametry do znanych dla tego silnika. Analiza pracy poszczególnych stopni oraz całego wentylatora ujawniła tylko odmienną charakterystykę i zachowanie trzeciego stopnia ustateczniającego wentylatora.

W stanie nieustalonym dokonano oceny zjawisk niestatecznej pracy wentylatora w warunkach zaburzenia pochodzącego od układu wlotowego. Wykazano, że zaburzenia wygenerowane w układzie wlotowym dla przelotowych warunków lotu może wprowadzić wentylator w niestateczną pracę, ale bez utraty stabilności pracy całego podzespołu (oscylacje parametrów nie wychodzą poza granice pracy statecznej. Ponadto wykazano, że aby wprowadzić wentylator w głęboki pompaż, koniecznym jest wygenerowanie zaburzeń układu wlotowego wyższych o około 50% poza granicę pracy statecznej lub o powierzchni bliskiej całego przekroju wylotowego.

Rozdział ten zawarto na 78 stronach rozprawy.

Ostatnim rozdziałem jest zakończenie, w którym podsumowano zawartość pracy, wymieniając po kolei analizowane i rozwiązywane zagadnienia. Podkreślono wykonanie modelu numerycznego układu wlotowego samolotu F-16, a następnie wykonanie symulacji pracy układu wlotowego dla warunków lotu na stałej wysokości i różnych liczb Macha oraz kątów natarcia. Dalej podkreślono wyznaczenie pełnej charakterystyki pracy układu wlotowego oraz szereg współczynników opisujących stopień zaburzenia strumienia. Wzrost wyznaczonych współczynników jest dużo silniejszy w wyniku zmiany liczby Macha niż zmiany kąta natarcia. Kolejny element podkreślony w zakończeniu to wykonanie obliczeń analitycznych prowadzących do zbudowania modelu numerycznego wentylatora. To pozwoli na przeprowadzenie analizy

odpowiedzi układu wlot-wentylator na pojawiające się zaburzenia ciśnienia w układzie wlotowym. Podkreślono osiągnięcie celu pracy, a następnie udowodnienie tezy pracy. W zakończeniu pojawiły się także kolejne opisy w literatury, których miejsce powinno być raczej we wprowadzeniu. To dość nietypowe ujęcie podsumowania pracy spowodowało, że tak na prawdę zdanie podkreślające osiągnięcie celu pracy i udowodnienia tezy pojawiło się dwukrotnie w tym zakończeniu. Moim zdaniem dość słabo podkreślono wnioski jakie wypływają z pracy oraz zakres prac do zrealizowania w przyszłości, aby jeszcze dobitniej i bardziej czytelnie przybliżyć proces niestatecznej pracy silnika oraz jego zapobieganie podczas wykonywania lotów. Jest to bardzo ważne z punktu widzenia bezpieczeństwa lotów.

Zakończenie zawarto na 7 stronach rozprawy.

Ostatecznie stwierdzam, że układ rozprawy i sposób rozwiązania poszczególnych zagadnień jest poprawny, a przy tym w sposób dość jasny i czytelny opisany.

5. Oryginalność rozprawy – samodzielny dorobek Autora

Oryginalnym osiągnięciem Autora jest:

- przeprowadzenie dość ciekawej analizy aktualnie dostępnej literatury przedmiotu w kwestii konstrukcji i zasad pracy silników turbinowych oraz niestatecznej pracy sprężarki;
- opracowanie modelu numerycznego układu wlotowego samolotu F-16 oraz przeprowadzenie badań symulacyjnych jego pracy;
- opracowanie modelu numerycznego wentylatora, a następnie przeprowadzenie analizy pracy układu wlot - wentylator i przedstawienie odpowiedzi układu na pojawiające się zaburzenia ciśnienia w układzie wlotowym.
- przeprowadzenie analizy uzyskanych wyników i ich graficzna prezentacja.

6. Uwagi ogólne pracy

Sposób realizacji pracy – od strony merytorycznej – nie budzi zastrzeżeń. Struktura pracy jest poprawna i przez to czytelna. Strona redakcyjna rozprawy ma jednak wiele uwag. O części wspomniałem podczas analizy zawartości poszczególnych rozdziałów. Najogólniej uwagi te sprowadzają się kilku zasadniczych kwestii, tj.:

- słaba czytelność wielu rysunków (w kilku przypadkach są wręcz nieczytelne) – np. rys.1.1, rys.1.12, rys.1.14, rys.1.16, rys.2.1, rys.2.2, rys.2.4, rys.2.16, rys.3.8, rys.5.9, rys.5.19, rys.5.20, rys.5.57, ;
- wiele rysunków jest w języku angielskim, mimo że cała praca jest w języku polskim, co sugeruje, że Autor poszedł na łatwiznę i poprzez proces „kopy-wklej” zamieszczał je w rozprawie – np. rys.1.7, rys.1.9, rys.1.12, rys.1.14, rys.2.1, rys.2.2, rys.2.3, rys.2.4, rys.2.13, rys.2.14, rys.2.15, rys.2.18, rys.3.2, rys.3.8, rys.3.9, rys.3.10, rys.3.11, rys.4.25, rys.5.11, rys.5.12, rys.5.15, rys.5.16, rys.5.18, rys.5.19, rys.5.20, rys.5.34, rys.5.59, rys.6.1, rys.6.2, rys.6.3;
- brak opisów niektórych oznaczeń występujących na rysunkach, jak np. rys.3.11;

- brak zakończenia lub początku niektórych wektorów np. $W_{1U}, W_{2U}, C_{1U}, C_{2U}, U, \Delta W_u, \Delta C_u$ na wykresach prezentujących tzw. trójkąty prędkości – np. rys. 1.5, rys.5.5;
- zapis niektórych zależności jest niepoprawny z matematycznego punktu widzenia, np.: (1.18), (4.5), (4.6), (5.3), (5.5), (5.23) - rozumiem, że wynika to z możliwości edytorskich Worda, ale w takich przypadkach wskazanym jest korzystać z dedykowanych edytorów, jak np. MathType (co prawda są one dodatkowo płatne, ale w uczelniach takich jak WAT nie powinno to być problemem);
- błędna nazwa prezentowanych elementów zależności (1.5) str. 17, gdzie indeksy „ws” i „gr” nazwano parametrami;
- niekonsekwencja w określaniu niektórych parametrów, np. „...obrotów...” str.24 i „...prędkości obrotowej...” str.25. Zgodnie z teorią silników lotniczych wskazanym jest stosowanie nazwy „prędkość obrotowa”;
- niekonsekwentne używanie jednostek – wskazanym jest stosowanie układu SI, a jeżeli podawane są w innych, to wypada podanie wartości - np. w nawiasie - w układzie SI, przykład str. 179 „...poniżej wysokości 25 000 stóp oraz dla lotów z prędkościami poniżej 500 węzłów.”

Kolejna uwaga dotyczy odwołań do źródeł pochodzenia niektórych zależności np. (1.1), (1.2), (1.3), (1.4), (1.5), itd. oraz rysunków (fotografii), np. rys.1.2, rys.1.8, a jeżeli są to w pełni autorskie opracowania, to warto byłoby napisać, że jest to: *źródło: opracowanie własne*.

Przedstawione uwagi i to w zasadzie głównie natury redakcyjnej nie mają istotnego wpływu na jakość pracy oraz jej stronę merytoryczną i nie umniejszają pozytywnego jej odbioru.

7. Podsumowanie

Podsumowując stwierdzam, że opiniowana rozprawa mgr. inż. Macieja ADAMCZYKA pt.: „ANALIZA WPŁYWU UKŁADU WLOTOWEGO NA NIESTATECZNOŚĆ PRACY SPRĘŻARKI OSIOWEJ SILNIKA TURBINOWEGO” spełnia wymagania stawiane rozprawom doktorskim, o których mowa w art. 187 Ustawy z dnia 20 lipca 2018 r. Prawo o szkolnictwie wyższym i nauce (Dz. U. 2018 poz. 1668 z późn. zm.) i mieści się w dyscyplinie inżynieria mechaniczna.

W związku z tym wnioskuję o jej przyjęcie i dopuszczenie do publicznej obrony.

.....