

**Prof. dr hab. inż. Michał Ciałkowski**

Wydział Inżynierii Środowiska i Energetyki

Instytut Energetyki Przemysłowej

Politechnika Poznańska

ul. Piotrowo 3

60-965 Poznań

Poznań, 10 sierpnia 2025 r.

## **RECENZJA**

### **rozprawy doktorskiej mgra inż. Macieja ADAMCZYKA pt.: ANALIZA WPŁYWU UKŁADU WLOTOWEGO NA NIESTATECZNOŚĆ PRACY SPRĘŻARKI OSIOWEJ DILNIKA TURBINOWEGO**

Podstawę do opracowania recenzji pracy doktorskiej mgra inż. Macieja Adamczyka stanowi pismo z dnia 28 kwietnia 2025 r. Prof. dra hab. inż. Stanisława Kachela przewodniczącego Rady Dyscypliny Naukowej „Inżynieria Mechaniczna”.

Praca zawarta jest na 201 stronach i jest podzielona na 5 rozdziałów poprzedzonych: spisem treści, wykazem ważniejszych oznaczeń i skrótów, a w zakończeniu bibliografią liczącą 137 pozycji literaturowych związanych z tematem pracy. Promotorem pracy jest płk Prof. WAT dr hab. inż. Adam Kozakiewicz a promotorem pomocniczym ppłk dr inż. Michał Frant.

#### **1. Uwagi wstępne**

Lotnictwo jest wiodącą dziedziną techniki przyczyniającą się do postępu technicznego w budowie samolotów. Wymaga to nowoczesnych metod projektowania opartych na przesłankach teoretycznych, metodach doświadczalnych z zastosowaniem metod komputerowych wspomaganych metodami numerycznych. Efektem tego jest wykorzystanie pakietów numerycznej mechaniki mechaniki płynów i termodynamiki. Poznanie i praktyczne opanowanie tych metod wymaga głębokiej wiedzy o równaniach opisujących zjawiska mechaniczne i przepływowe, programach numerycznych wspomagających obliczenia i wiedzy z dziedzin pokrewnych, metod eksperymentalnych. Auro mgr inż. Maciej Adamczyk posiadał szeroki zasób wiedzy co pozwoliło Mu na podjęcie tematu zaprezentowanego w Jego pracy doktorskiej.

Bezpieczeństwo w każdej dziedzinie życia jest podstawą harmonijnego rozwoju. Skutki braku bezpieczeństwa w sferze ludzkiej mogą prowadzić do trwałej utraty zdrowia lub życia. W maszynach takich jak samoloty do stanów niebezpiecznych mogą prowadzić stany niestabilnej pracy sprężarek osiowych wywołane zaburzeniami pola prędkości wywołane zmianą geometrii stopni ( uszkodzenia mechaniczne ) czy też niesymetrycznym napływem strumienia powietrza do układu wlotowego. Niestabilna praca sprężarki w konsekwencji może prowadzić do zjawiska pompażu. Poznanie od strony fizycznej zjawiska niestabilności pracy sprężarki pozwala na uniknięcie lub zminimalizowanie tego negatywnego zjawiska. Prowadzi to Autora do skonstruowania swoich badań w trzech krokach :

a) poznanie podstaw teoretycznych zjawiska niestabilnej pracy sprężarki osiowej,



- b) badanie układu wlotowego i stopnia zaburzenia przepływu układu wlotowego na wybrane warunki lotu samolotu,
- c) zastosowanie nowoczesnych metod numerycznej mechaniki płynów i termodynamiki do przeprowadzenia analizy pracy wentylatora i wyznaczenia charakterystyk w stanie ustalonym będących podstawą do określenia wpływu zaburzeń układu wlotowego na pracę sprężarki.

Doktorant przeprowadził swoje badania w oparciu o szeroką literaturę polską i światową. Wyróżniają się tutaj badania prowadzone przez zespoły Wojskowej Akademii Technicznej.

## 2. Omówienie pracy

Pierwszy rozdział swojej pracy Autor poświęca analizie procesu niestatecznej pracy sprężarki osiowej podkreślając jego wpływ na zagrożenie bezpieczeństwa lotów. Niestateczna praca sprężarki może doprowadzić do zaburzenia lub utraty ciągłości przepływu powietrza przez jej stopnie. Niestateczność przepływu powietrza jest wynikiem odrywania się strug powietrza. Prowadzić to może do zjawiska pompażu charakteryzującego się cyrkulacyjnym przepływem powietrza czego efektem są przepływy zwrotne w sprężarce. Autor opisuje fizyczną stronę powstawania obszarów oderwań, których konsekwencją jest powstanie zaburzeń w kierunku osiowym prowadzącym do zjawiska pompażu. Każdy cykl pompażu poprzedzony jest wejściem sprężarki w niestateczną pracę.

Dla opisu matematycznego niestabilnej pracy sprężarki niezbędna jest analiza trójkątów prędkości dla wybranego stopnia sprężarki. Zdaniem recenzenta trójkąty prędkości przedstawione na rys. 1.5 powinny być związane z kanałami przepływu powietrza podobnie jak na rys. 1.2 dla całego stopnia ( wirnik i stojan ). Autor nie cytuje źródła pochodzenia wzoru (1.1), kolejnych również. Wyprowadzenie wzoru (1.1) z warunku równości mocy sprężarki i turbiny miało by nie tylko walor naukowy lecz również poznawczy dla czytających tę pracę. Podobnie wygląda podanie wzoru (1.2) czy (1.5) bez cytowania źródła. Wyszczególnienie czynników wpływających na granicę stateczności ( zapas stateczności ) jest bardzo ważne w projektowaniu stopni sprężarki. Rys. 1.7 jest kopią rysunku z cytowanej pracy [6]. Opis polski uzupełniony opisem angielskim byłby właściwy. Praca ma być jednolita, to znaczy napisana w języku polskim zaś dołączone opisy w języku angielskim wzmacniają jej wartość nie tylko edytorską. Niestety pokazywanie rysunków tylko z opisem angielskim nie podnosi wartości pracy. Zdanie o zaawansowanej aerodynamice łopatek ( str. 18 ) wymaga wyjaśnienia co to oznacza. Nieco niejasne jest zdanie „ Przyjęto, że dla stabilnych warunków przepływu, w punkcie równowagi ...”, czy to oznacza, że dla stabilnych przepływów są różne punkty równowagi ( jak definiowane )? Niejasne ( nieprzejrzyste ) jest zdanie na str. 19 ( str.19, 9 wiersz od dołu ) jak również wyprowadzenie (1.6)-(1.13).

Str. 20<sub>8</sub> – zdanie to jest niejasne, brak postaci szeregu Fouriera dla funkcji zaburzenia jak również postaci rozwiązania układu równań ( jakiego ?). Rys. 1.9 wymaga w pierwszej kolejności polskiego opisu uzupełnionego opisem angielskim.

Bardzo interesującym rozdziałem pracy jest zestawienie zdarzeń lotniczych z niestateczną pracą sprężarki. Poznanie początku procesu utraty stabilności pracy sprężarki jest niezwykle



ważne dla pilotów ( symptomem jest utrata prędkości obrotowej wirników niskiego ciśnienia i dalej mocy silników zaś w dalszej konsekwencji wystąpienie wibracji całego samolotu oraz powstanie głośniego wystrzału symptomatycznego dla wyrównania się ciśnienia w kanale silnika jak również wyrzutu płomienia ). Znajomość tego procesu pozwala pilotowi na wykluczenie interpretacji zderzenia z dużym ptakiem. Możliwą konsekwencją niestabilnej pracy sprężarki jest konieczność natychmiastowego lądowania ( lub uziemienia ) co w przypadku samolotów pasażerskich pociąga za sobą konsekwencja w postaci inspekcji silnika i dodatkowych usług ( napraw lub też wymiany silnika, napraw gondoli ). Podnosi to istotnie koszty wykonania operacji lotniczych. Częstość występowania niestatecznej pracy silnika zależy od wielu przyczyn a przede wszystkim od rodzaju silnika i warunków w trakcie startu i wznoszenia. Znakomitą ilustracją, rys. 1.12, wskazującą na konieczność badania niestatecznej pracy sprężarki ( różnych firm ) jest wykres częstości wystąpienia niestatecznej jej pracy na samolotach w latach 2019-2020. Uzupełnienie rys. 1.12 o lata 2021-2024 byłoby istotnym wzmocnieniem informacji o dalszych kierunkach badań niestatecznej pracy sprężarki i wynikającym z tego pompażu. Ciekawe byłoby również pozyskanie takiego wykresu dla szeregu samolotów wojskowych. Autor przytacza przykład wejścia w pompaż sprężarki samolotu F16 , rys. 1.15, w trakcie pokazów lotniczych Airpower – 2016 w Austrii.

Przyczyną było ostre wejście samolotu w zakręt i powstanie zaburzenia , duży kąt natarcia strumienia powietrza we wlocie i rozprzestrzenianie się tego zaburzenia w głąb silnika czego efektem było wyrzucenie płomienia przez układ wylotowy. **Stanowi to dobitne uzasadnienie znaczenia układu wlotowego dla bezpiecznej pracy silnika.**

Dla uniknięcia lub zminimalizowania negatywnego oddziaływania zaburzenia strumienia powietrza na pracę sprężarki niezbędna jest znajomość przebiegów związanych z początkiem jej niestabilnej pracy. Temu zagadnieniu służy poznanie dynamiki zmian parametrów silnika turbinowego przy wejściu w pompaż jak również w trakcie pompażu ( rys. 1.16 i 1.17 ). Niestabilna praca sprężarki oddziałuje na pobór paliwa co jest dodatkowym parametrem informującym o początku pompażu.

Wymogi bezpieczeństwa operacji lotniczych są źródłem istotnej wagi badań układów wlotowych w kontekście ich wpływu na stabilność pracy sprężarki. Liczba ośrodków badawczych zajmujących się niestateczną pracą sprężarki jest ogromna co wynika z analizy publikacji poświęconych temu zagadnieniu. Autor wziął pod uwagę okres lat 2005-2020 i stworzył mapę ośrodków badawczych na podstawie analizy 84 publikacji. Mapę tę przedstawia rys. 2.1. Graficzne przedstawienie rozkładu tych ośrodków jest słabo czytelne ze względu na duże zagęszczenie i wymaga szkła powiększającego. Ten niezwykle cenny rysunek ( jak również następny 2.2) można przedstawić w formie całostronicowego prostokąta i **wyróżnić również udział Wojskowej Akademii Technicznej.** Zaburzenie strumienia powietrza zaczyna się przed wlotem, przeto istotnego znaczenia nabierają badania układów wlotowych. W punkcie 2.1.1 Autor omawia przypadki powstania zaburzenia ( dla dużych samolotów pasażerskich ) w trakcie kołowania samolotu na płycie lotniska. Tutaj są interesujące rysunki 2.3 i 2.4 . W trakcie prezentacji pracy na obronie opisy angielskie mają być poprzedzone opisami polskimi, rys.2.4 ( na to już wcześniej zwracałem uwagę ). Uwaga o powstaniu wiru wlotowego (dla przypadku statycznego ) , str. 36<sup>5</sup> jest bardzo cenna i tutaj powinien znajdować się rys 2.11 a nie na str.41 na której można przywołać ten przykład.



Istotnym problemem jest badanie wpływu bocznego zaburzenia przepływu będącego wynikiem kołowania czy też lotu na dużych kątach natarcia lub ślizgu. Cytowane przez Autora badania wykazały dużą wrażliwość wlotów na zaburzenia wywołane bocznym wiatrem, rys.2.5. Badania pokazują, że ze wzrostem prędkości bocznego wiatru lub większego kąta napływu zaburzenia powodują wzrost lokalnej liczby Macha na krawędzi gondoli. Daje to asumpt do optymalizacji geometrii wlotu i gondoli silnikowej co w konsekwencji zmniejsza opór aerodynamiczny gondoli według pozycji [102] o ok.10%. Zjawiska wpływu bocznego wiatru, dużych kątów natarcia, geometrii wlotu w procesie kołowania, startu czy manewrowania są niezwykle złożone zależne od wielu parametrów.

Zwiększanie prędkości samolotów do prędkości naddźwiękowych pociąga za sobą konieczność badań układów przepływowych, Podstawową trudnością stanowi występowanie fal uderzeniowych będących źródłem strat ciśnienia. Autor opisuje na podstawie literatury różne geometrie wlotów jak na przykład pokazane na rys. 2.6 ( w odczuciu recenzenta słabo czytelny rysunek ). Zmienne warunki lotu szczególnie występujące w samolotach wojskowych konstrukcja wlotów narażona jest na silne zmiany prędkości wektora prędkości w przekroju wlotowym. Na str. 38<sub>7</sub> Autor opisuje geometrię wlotu bez odniesienia do konkretnych punktów na samolocie ( gdzie znajduje się wysunięta krawędź ?), przeto wartość poznawcza rys. 2.7 jest niewielka. W zdaniu na str. 39<sub>6</sub> zamiast kształtu elipsoidalnego Autor chyba przez nieuwagę wpisał dziwne słowo „epileptycznego”. Autor pisze o kanale dolotowym typu S ( rys.2.9,[64]), którego definicji (opisu) nie zauważyłem.

Badanie wpływu zaburzeń na przepływy przez kanały wlotowe jest niezwykle ważnym problemem dla statecznej pracy sprężarki. Należy tutaj podkreślić prace prowadzone w **Wojskowej Akademii Technicznej** [58,59,60] . Autor zwraca uwagę na wpływ podmuchów na stabilną pracę silnika dla konstrukcji lotu serpentynowego ( nie jest jasny opis rysunku 2.12 z parametrami  $t_1, t_2, t_3, t_4$  ). W badaniu układów wlotowych istotnie pomocne są narzędzia numerycznej mechaniki płynów jak również eksperymenty co pozwala na skuteczność metod numerycznych ( walidowanych w oparciu o rzeczywiste eksperymenty ). Istotne jest badanie kombatybilności konstrukcji płatowca i silnika wynikający z wpływu grubości warstwy przyściennej wlotu i asymetrii przepływu powietrza. Dalszym elementem podzespołu przepływowego jest sprężarka. Dla zwiększenia stabilności pracy sprężarki problemem są luzy wierzchołkowe łopatek, które wpływają na powstawanie przecieków i wpływają na powstawanie strat ciśnienia i ujemnie wpływają na stateczność sprężarki. W zależności od wielkości luzu powstają oderwania ( małe luzy ) lub dławienie przepływu ( duże luzy ). Ilustrację tych zjawisk pokazano na rys. 2.13. Autor opisuje metody zmniejszania strat występujących w wyniku luzów wierzchołkowych poprawiających stateczność pracy sprężarki, przykład rys. 2.14. Ustalenie wielkości luzu wierzchołkowego ma zatem istotne znaczenia dla zmniejszenia poziomu niestatecznej pracy zespołu sprężarki. W zdaniu 45<sub>4</sub> nieco dziwnie brzmi słowo „eksplorowanie”, sugerowałbym „analiza”.

**Przedstawiona przez Autora analiza różnych czynników wpływających na zaburzenia przepływu w układzie wlotowym na pracę układu napędowego prowadzi do poszukiwania sygnałów świadczących o możliwości wystąpienia zjawiska pompażu. Autor wskazuje na**



**obecnie stosowane metody wczesnego wykrywania niestatecznej pracy sprężarki ( układu przepływowego : kanał wlotowy i sprężarka ).**

Badanie układu wlot – sprężarka jest zatem naturalnym etapem badań Autora. Autor zwraca uwagę na różnice rozkładu ciśnienia w przekroju wlotowym dla przypadku badań prowadzonych na hamowni i na rzeczywistym obiekcie. Jednym z czynników wpływających ujemnie na stabilność pracy sprężarki jest obszar od strony korpusu powodujący powstawanie zaburzeń przepływu obniżających granicę stateczności sprężarki. Okazuje się, że na wielkość granicy stateczności sprężarki ma wpływ kierunek wirowania zaburzenia , rys. 2.18. Różnorodność zaburzeń przyczynia się do zbadania koncepcji silnika pracującego w całości w strumieniu zaburzonym ( koncepcja NASA wraz z MIT ). Ciekawym wnioskiem z wyników wstępnych badań nad tym silnikiem jest spadek zużycia paliwa i sprawności silnika oraz spadek ciągu. Rozwiązanie takie mogłoby znaleźć zastosowanie w samolotach cywilnych. Autor przytacza wnioski z badań silników pracujących z turbulentną warstwą przyścienną ( silnik BLI ) . Badania teoretyczne wskazują na zmniejszenie zużycia paliwa i wskazują na spadek sprawności i stabilności wirnika sprężarki. **Przedstawione dotychczasowe fakty obrazujące wpływ różnych zaburzeń na stateczną pracę układu wlot-sprężarka pozwoliły Autorowi na sformułowanie celu i tezy badawczej.**

**Celem rozprawy doktorskiej mgr inż. Macieja Adamczyka jest : *opracowanie metodyki wykonywania badań stateczności pracy układu wlot-wentylator dla turbinowego silnika odrzutowego z wykorzystaniem metod numerycznej mechaniki płynów.***

Tak postawiony cel pracy prowadzi Autora do zdefiniowania tezy pracy, którą jest : ***określenie zbioru parametrów i ich wartości dla określenia punktu wejścia zespołu wentylatora silnika F-100-PW229 w niestateczną pracę lub pompaż.***

Wybór obiektu badawczego wynikał z eksploatacji wielozadaniowego samolotu F-16 Fighting Falcon z zespołem napędowym Pratt & Whitney F-100-PW229. Samolot ten znajduje się na wyposażeniu Polskich Sił Powietrznych. Przeprowadzona przez Doktoranta analiza literatury wskazuje na lukę w zakresie badań nad stabilnością zespołu napędowego F-100-PW-229 i układu napędowego ze szczególnym uwzględnieniem interferencji na linii wlot-wentylator. Dla przedstawionego typu zespołu znane są przypadki wystąpienia jego niestabilnej pracy zaś w dostępnej literaturze przedmiotu nie znaleziono wyników badań. Badania w tym zakresie są ważne ze względu na charakter pracy zespołu napędowego ( wysoka manewrowość samolotu powodująca intensywne zaburzenia strumienia wlotowego ) i w konsekwencji do niestabilnej pracy silnika. Warto byłoby w paru słowach objaśnić termin manewrowości samolotu.

W punkcie 3 Autor omawia charakterystykę obiektu badawczego podlegającego kolejnym ulepszeniom wskazując na ciągły rozwój konstrukcji układu przepływowego. Ciągłej modernizacji samolotu F-16 odpowiada liczba wyprodukowanych samolotów F-16 , której liczba przekracza 4000 egzemplarzy a skuteczność operacji wykonywanych przez samolot



F-16 wpływa na ich eksploatację w siłach powietrznych Stanów Zjednoczonych poza rok 2030.

Szczegółowe omówienie planowanych badań wymaga analizy układu wlotowego, którego zadaniem jest wstępne sprężenie i doprowadzenie odpowiedniej ilości jednorodnego strumienia powietrza do sprężarki silnika w szerokim zakresie prędkości i wysokości lotu. Przy tym należy uwzględnić związek pomiędzy parametrami straty ciśnienia a oporem aerodynamicznym wlotu. W samolotach wysokomanewrowych występują duże kąty natarcia i przechylenia, przeto zapewnienie optymalnych charakterystyk pracy nie jest zagadnieniem prostym.

Złożoność zjawisk zaburzających przepływ w układzie wlotowym jak również metod ich badania Autor w ujęciu historycznym przedstawia w punkcie 4. Wyniki badań eksperymentalnych wlotów samolotu F-16 pozwalają na określenie grupy metod do badania zaburzeń strumienia powietrza. Grupa rodzajów zaburzeń strumienia powietrza jest różnorodna do której zalicza się w pierwszym rzędzie interakcję fali uderzeniowej z warstwą przyścienną. Zaburzenia strumienia powietrza mają również charakter zewnętrzny jak powstanie wiru wlotowego ( pokazanego na rys. 2.10 i 2.11 ), zassanie gazów prochowych. Również kształt geometrii kanału wlotowego ( krzywizna ) może przyczynić się do oderwania strumienia powietrza. Dużą rolę odgrywa w zastosowaniach w badaniu pól strat ciśnienia wizualizacja rastrowa. Do oceny jakości zaburzenia strumienia powietrza w przekroju wyjściowym układu wlotowego stosuje się wiele współczynników takich jak : współczynnik zaburzenia obwodowego CDI, współczynnik zaburzenia promieniowego RDI, współczynnik turbulencji T, współczynnik MPR i współczynnik DPC. Definicje tych współczynników jak również rozmieszczenie punktów pomiarowych ( eksperymentalnych lub numerycznych ) Autor opisuje w punkcie 4.1. Badania układu wlotowego dokonuje się w funkcji liczby Macha, kąta natarcia, kąta pochylenia oraz kąta ślizgu lub przechylenia. Wyniki badań w funkcji tych parametrów pozwalają na stworzenie obwiedni kompatybilności manewrowej dla danego układu wlot-silnik.

Przedstawione wyniki badań literaturowych prowadzących do zdefiniowania celu pracy i tezy badawczej wskazują jednoznacznie na potrzebę zastosowania metod numerycznej mechaniki płynów a badania eksperymentalne pozwolą na ich walidację w wybranych punktach czy obszarach. Pierwszym krokiem do badania opływu samolotu i przepływu w układzie wlotu jest generowanie bryły samolotu na podstawie chmury punktów. Proces ten przedstawiony jest na rys. 4.5 i 4.6. W następnym kroku Autor wyznacza obszar opływu samolotu. Do obliczeń przepływowych Doktorant stosuje metodę objętości skończonych zaimplementowaną w komputerowym systemie Ansys Fluent. Symulacje numeryczne Doktorant przeprowadził dla uśrednionych do otrzymania równań typu RANS z dołączeniem tensora naprężeń turbulentnych. Obliczenia zostały przeprowadzone dla szeregu przypadków zamieszczonych w tabeli 4.2. Zmiana kąta natarcia wpływa istotnie na charakter fali uderzeniowej na wejściu do kanału wlotowego czego rezultatem są jej odbicia i interakcje z warstwą przyścienną. Obliczenia numeryczne pozwalają na wizualizację przepływu powietrza dla różnych kątów natarcia od  $-5^{\circ}$  do  $+20^{\circ}$  na całej długości wlotu jak również w przekrojach poprzecznych kanału, rys. 4.15. Obliczeniom zmian ciśnienia całkowitego w kolejnych przekrojach odpowiada zmiana całkowitej temperatury i całkowitego ciśnienia. W celu określenia wartości



współczynników  $CDI, RDI, T, MPR$  i  $DPC$  ( ze str. 66 ) Doktorant przedstawia na rys. 4.18 rozkład punktów pomiarowych ciśnienia całkowitego w liczbie 40 dla zadanych kątów natarcia. Dla kombinacji wartości liczb Macha i kątów natarcia otrzymano 10800 odczytanych wartości ciśnienia całkowitego. Analizę rozkładu ciśnienia całkowitego w przekroju AIP w punktach pomiarowych na poszczególnych okręgów w funkcji liczby Macha i kąta natarcia Autor przedstawia na rys. 4.21 zaś rozkład ciśnienia całkowitego dla liczby Macha=0,80 i różnych kątów natarcia i rozpiętości, na rys.4.22. Wyniki te posłużyły Autorowi do wyznaczenia współczynników zaburzenia (  $CDI, RDI, DPC, T_{RMS}$  ) w układzie wlotowym w funkcji liczby Macha i ich wpływu na stabilność przepływu.

Szerokiej analizie poświęcił Autor badaniu rozkładu współczynnika  $CDI$  w funkcji liczby Macha i kąta natarcia. Przeprowadzone analizy pozwalają Autorowi na podsumowanie w tym zakresie badań z których wynika

- a) wpływ geometrii kanału wlotowego na charakterystyczną postać zaburzenia z pojedynczą strefą oderwania w górnej części przekroju wyjściowego jako wynik zakrzywienia kanału ( z początkiem na krawędzi rozdzielacza ),
- b) zwiększenie kąta natarcia samolotu dla danej liczby Macha wpływa na powiększenie strefy oderwań zauważalnej w ostatnim przekroju kanału wlotowego; istotniejszy jest jednak wzrost liczby Macha,
- c) dla liczby Macha = 0,95 i lotów manewrowych pojawiają się najintensywniejsze zaburzenia.

Rozdział 5 Autor poświęca badaniu wentylatora. Celem badania jest wyznaczenie odpowiedzi wentylatora na zaburzenia w kanale wlotowym. Temu celowi służy wyznaczenie charakterystyki wentylatora przy czym można ją wyznaczyć eksperymentalnie lub w sposób numeryczny. Istotną zaletą sposobu numerycznego ( zastosowanie numerycznej mechaniki płynów ) jest stworzenie modelu numerycznego i możliwość wykonania dowolnej liczby symulacji co istotnie obniża koszty w stosunku do eksperymentu dla rzeczywistego układu. Należy tylko dokonać walidacji w oparciu o modelowe dane eksperymentalne. Metody numerycznej mechaniki płynów pozwalają na obliczenia zarówno przepływów stacjonarnych jak i niestacjonarnych z różnymi modelami turbulencji. Wykorzystanie metod numerycznej mechaniki płynów wymaga wygenerowania na podstawie chmury danych geometrycznych samolotu stworzenie obszaru przepływu, doboru elementu skończonego, gęstości podziału siatki, liczby elementów, kryterium zbieżności rozwiązania nieliniowego układu równań. Do wykonania obliczeń przepływowych w wentylatorze należy określić wektory w trójkątach prędkości dla każdego stopnia, rys. 5.5. Ważna jest przy tym analiza rozkładu prędkości wzdłuż promienia z której wynika geometria łopatki dla zachowania maksymalnej sprawności co przejrzysto obrazuje rys. 5.9. Stateczność palisady zależy również od doboru optymalnego kąta napływu strumienia na palisadę dla stałej liczby Macha co obrazuje rys. 5.11. Autor dokonuje obliczeń przepływu dla palisady płaskiej na średnim promieniu co pozwala co pozwoli na określenie średnich parametrów dla przyjętych warunków brzegowych. Przyjęcie linii periodyczności na stronie ssącej i tłocznej profilu ( konsekwencja periodyczności przepływu na wlocie i wylocie z palisady ) pozwala wykonać obliczenia dla jednego kanału przepływowego i zbadać wpływ zagęszczenia siatki wokół profilu w strefach największych



zmian prędkości ( ciśnienia ). Proces zbieżności rozwiązania równań opisujących przepływ jest rezultatem procesu iteracyjnego i jego zakończenie jest wynikiem malenia residuum pomiędzy kolejnymi iterowanymi rozwiązaniami ( pisze się raczej „residuum” a nie „rezydium” ). Bardzo ważnym problemem jest oddziaływanie siatki nieruchomej ( stojan ) i poruszającej się wraz z wirnikiem. Jest to bardzo trudny problem na który zwraca uwagę Doktorant analizując różne podejścia. Dużą rolę w obliczeniach ( dokładność obliczeń i czas obliczeń ) odgrywa dobór siatki i kształt elementu, których różne rodzaje przedstawia Autor na rys 5.34. Przyjęcie tego samego rzędu residuum rozwiązania dla 3 różnych siatek ( tetraedralnej, hexahedralnej i polihedralnej ) wymaga różnej liczby iteracji, rys. 5.36,[36] co pozwala wybrać najlepszą z punktu widzenia dokładności i czasu obliczeń. Zachowanie warunku periodyczności prędkości wymaga odpowiedniego przygotowania siatki obliczeniowej. Oczywiście uwzględnienie niestacjonarnego zachowania się względem siebie kolejnych łopatek wymagałoby rozwiązania przepływu w całym wieńcu co jest niezwykle trudne. Przedstawione analizy pozwoliły Autorowi na konstrukcję modelu wentylatora w środowisku Ansys Fluent w celu przeprowadzenia analizy pracy wentylatora w trzech kolejnych etapach, są to

- obliczenia przepływowe każdego osobno pracującego stopnia ( porównanie z obliczeniami analitycznymi, rozdział 5.3.1),
- obliczenia wentylatora w stanie ustalonym dla różnych prędkości obrotowych wirnika, rozdział 5.3.2.
- obliczenia z uwzględnieniem zaburzenia strumienia wlotowego, rozdział 5.3.3.

Przeprowadzone bardzo szerokie obliczenia potwierdzają wystarczającą dokładność numerycznego modelu Autora z wynikami analitycznymi, tabela 5.4. Również analiza pracy wentylatora w stanie ustalonym świadczy o dobrym przybliżeniu obliczeń numerycznych w stosunku do rzeczywistych parametrów pracy silnika ( charakterystyka rzeczywistego obiektu, realistyczny zapas stateczności jak również prawdopodobny przebieg linii współpracy ).

Domknięciem prowadzonych badań jest analiza pracy wentylatora w stanie nieustalonym z uwzględnieniem zewnętrznego zaburzenia powstałego w układzie wlotowym. Autor rozważał 3 przypadki zaburzenia strumienia wlotowego, dwa pierwsze mające charakter sinusoidalny w czasie zaś trzeci przypadek posiadał stałe przedziałami skokowe wartości. Przebiegi ciśnienia całkowitego w funkcji czasu zostały przedstawione na rys. 5.60. Obliczenia prędkości promieniowych i osiowych, prędkości, sprężu temperatury przeprowadzono dla różnych prędkości obrotowych dla wspomnianych trzech przypadków.

Szeroka analiza wspomnianych 3 przypadków pracy wentylatora podsumowująca przeprowadzone badania ( str. 173-174 ) pozwoliła Autorowi na wykazanie spełnienia postawionej tezy : **określenie zbioru parametrów i ich wartości dla określenia punktu wejścia zespołu wentylatora silnika F-100-PW229 w niestateczną pracę lub pompą.**

Ważnym wnioskiem jest stwierdzenie możliwości wykorzystania przedstawionej metodyki do wstępnego badania wentylatorów i sprężarek silników turbinowych w zakresach pozaobliczeniowych i nieustalonych. Metody numerycznej mechaniki płynów ( metoda objętości skończonych, dyskretyzacja obszaru obliczeniowego z optymalnym wyborem elementu skończonego, tworzenie gęstości siatek w obszarach dużych gradientów prędkości,



wybór metody rozwiązania układu równań nieliniowych ), których opanowanie wykazał Doktorant, pokazują wysoki poziom wiedzy Doktoranta. Ta zgromadzona wiedza w przekonaniu recenzenta pozwoli Doktorantowi na rozwijanie tematyki zawartej w doktoracie na wspomniane obszary pozaobliczeniowe.

### 3. Podsumowanie

Przeprowadzone badania Doktoranta pozwoliły na :

- opracowanie metodyki badania układu wlotowego silnika samolotu F16 w kontekście wpływu zaburzenia strumienia powietrza wlotowego na niestateczność pracy sprężarki osiowej silnika turbinowego,
- opracowanie narzędzia komputerowego do przyszłych badań wentylatora i sprężarki w zakresach pozaobliczeniowych i niestacjonarnych,
- wykazanie wpływu zaburzenia w układzie wlotowym dla określonych parametrów lotu na niestateczną pracę sprężarki bez utraty stabilności całego zespołu (obliczenia numeryczne pozwalają wyznaczyć rodzinę parametrów z zachowaniem tego warunku ).

Przeprowadzenie badań w zakresach pozaobliczeniowych na rzeczywistym obiekcie byłoby niezwykle pracochłonne i kosztowne, stąd wynika znaczenie metod analityczno – numerycznych do których zalicza się całość metod zaprezentowanych w pracy.

Badania Doktoranta wykazały, że jest możliwe określenie zbioru parametrów i ich wartości dostarczających informacji o wejściu zespołu wentylatora silnika F-100-PW229 w obszar niestatecznej pracy i dalej pompażu. Wejście zespołu napędowego w niestateczną pracę lub pompaż może zajść w obszarze manewrów przekraczających dopuszczalny zakres kątów natarcia. Przeprowadzone i przyszłe wyniki badań Autora stanowić będą istotny wkład do bezpiecznej eksploatacji wielozadaniowych samolotów F-16 eksploatowanych w Siłach Powietrznych Rzeczypospolitej Polskiej.

### 4. Uwagi

W trakcie czytania pracy zauważyłem drobne nieścisłości , które naniosłem w kolejnych czytanych rozdziałach ( zachowanie niejednorodności językowej w opisie rysunków – opisy powinny być w języku pisanej pracy i mogą być uzupełnione opisami w języku angielskim ).

Pojęcia metody analitycznej używa się w przypadku uzyskania rozwiązania zamkniętego zawierającego warunki brzegowe i początkowe co nie jest możliwe dla równania Naviera-Stokesa ( z równaniem ciągłości, równaniem energii i modelami turbulencji ) w obszarze o dowolnej geometrii w zagadnieniu niestacjonarnym. Stosowanie w elemencie objętości skończonej aproksymacji rozwiązania w postaci wielomianowej ( zależnego od rodzaju siatki ) uprawnia do mówienia o metodzie analityczno-numerycznej. W tym znaczeniu jest w moim rozumieniu używanie przez Autora „Metoda analityczna...” w punkcie 5.1.

### 5. Wniosek końcowy



Doktorant mgr inż. Maciej Adamczyk dokonał szczegółowej analizy literatury przedmiotu i na podstawie własnych doświadczeń sformułował tezę swojej pracy, której było ***opracowanie metodyki wykonywania badań stateczności pracy układu wlot-wentylator dla turbinowego silnika odrzutowego z wykorzystaniem metod numerycznej mechaniki płynów.***

Przeprowadzone badania Doktoranta mgr inż. Macieja Adamczyka jednoznacznie świadczą o Jego umiejętnościach do prowadzenia badań naukowych z wykorzystaniem nowoczesnych narzędzi numerycznej mechaniki płynów w zastosowaniu do badania pracy zespołu wlotowego samolotu F-16 w różnych warunkach pracy.

Praca Autora jest napisana przejrzystie i zawiera znakomicie zestawioną literaturę również z uwzględnieniem szerokich osiągnięć własnego ośrodka co stanowi podsumowanie wieloletnich badań naukowych opublikowanych w czasopismach o szerokim zakresie międzynarodowym co świadczy o **dużym potencjale naukowym** Doktoranta

W moim przekonaniu rozprawa doktorska mgr inż. Macieja Adamczyka spełnia wymogi obowiązującej Ustawy o Stopniach i Tytule Naukowym (wymogi Ustawy „Prawo o Szkolnictwie Wyższym i Nauce z dnia 20 lipca, art. 183 ”.) i wnoszę do Rady Dyscypliny Naukowej „Inżynieria Mechaniczna” Wojskowej Akademii Technicznej o dopuszczenie mgr inż. Macieja Adamczyka do publicznej obrony recenzowanej pracy. **Jednocześnie uważam osiągnięcia zaprezentowane w rozprawie doktorskiej za niezwykle przydatne do zastosowania w procesie projektowania i badania stateczności przepływów układu napędu samolotu wysokomanewrowego.**

Analizując przebieg i szerokie osiągnięcia Doktoranta w obszarze lotnictwa wymagające wiedzy z różnych dziedzin, udział w 5 projektach badawczych, działalności dydaktycznej, szeregu szkoleń ( między innymi pakietów Fluent i Ansys ), uzyskane certyfikaty w zakresie zarządzania, udział w konferencjach naukowych, udział w wysoko punktowanych publikacjach (jedna publikacja – 140, dwie publikacje – 100 punktów i kilka o niższej punktacji ) wyrażam przekonanie, że praca mgr inż. Macieja Adamczyka zasługuje na wyróżnienie a utwierdzi mnie w tym przekonaniu Jego przedstawienie swej pracy doktorskiej w trakcie obrony z uwzględnieniem uwag redakcyjnych zawartych w mojej recenzji. Obfity merytoryczny materiał zawarty w pracy doktorskiej powinien się stać podstawą do szeregu wykładów dotyczącej zagadnienia bezpieczeństwa lotów dla studentów, pilotów i doktorantów.

Wyniki pracy Doktoranta są znakomitą podstawą do rozwijania współpracy międzynarodowej ze znakomitymi ośrodkami europejskimi i amerykańskimi cytowanymi w pracy.

