

## WPŁYW PARAMETRÓW UKŁADU WLOTOWEGO NA STABILNOŚĆ PRACY LOTNICZEGO SILNIKA TURBINOWEGO

ADAM KOZAKIEWICZ, MACIEJ ADAMCZYK, MACIEJ MAJCHER

Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: [maciej.adamczyk@wat.edu.pl](mailto:maciej.adamczyk@wat.edu.pl)

W artykule przedstawiono wyniki analizy wpływu parametrów pracy układu wlotowego samolotu bojowego w warunkach lotu pod kątem powodującego wystąpienie niestatecznej pracy sprężarki. Analizę przeprowadzono na przykładzie układu wlotowego pracującego w warunkach prostopadłej fali uderzeniowej typowej dla wysokomanewrowych samolotów bojowych. W artykule przedstawiono teoretyczne podstawy występowania niestatecznej pracy i pompażu oraz wyznaczania charakterystyki sprężarek osiowych. Do wykonania analizy wykorzystano metody i narzędzia z zakresu numerycznej mechaniki płynów. Opracowane wyniki pozwoliły na określenie charakteru obserwowanego przepływu i oszacowanie jego wpływu na stabilność pracy sprężarki.

*Słowa kluczowe:* inżynieria mechaniczna, turbينية silniki lotnicze, pompaż, sprężarki, układy wlotowe

### 1. Wstęp

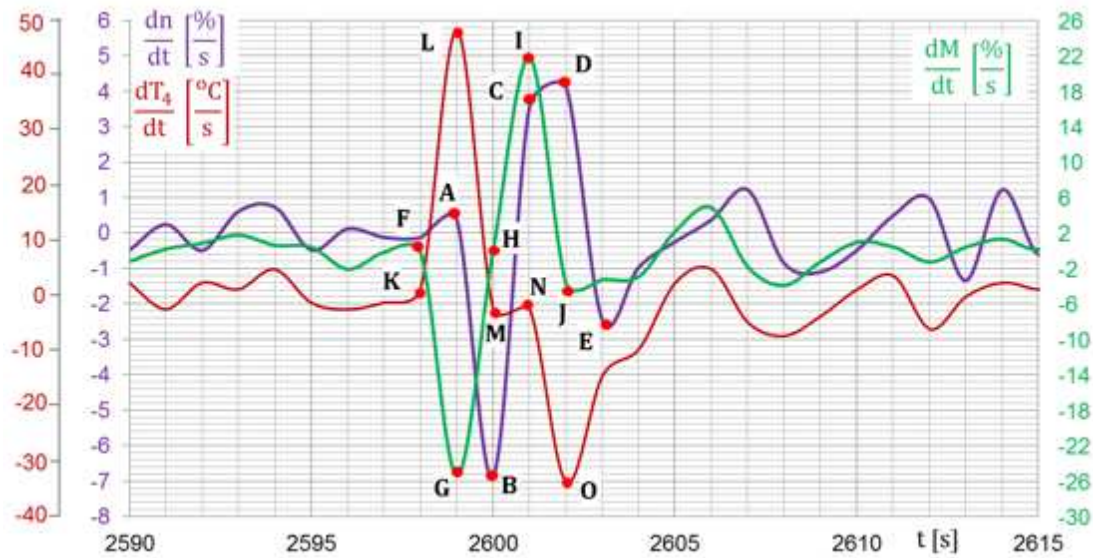
Pompaż silnika jest terminem przypisywanym do widocznych rezultatów niestabilnej pracy sprężarki, którymi są znaczne wibracje, głośne wystrzały oraz wyrzut płomienia przez wlot lub wylot silnika. Podstawową charakterystyką pompażu jest spadek masowego natężenia przepływu do wartości, które uniemożliwiają stabilną pracę całego systemu, co powoduje wspomniane i widoczne zjawiska w pracy silnika (rys. 1). Powstawanie pompażu zawsze poprzedzone jest



Rys. 1. Wyrzut płomienia w wyniku pompażu silnika samolotu F-16 [1]

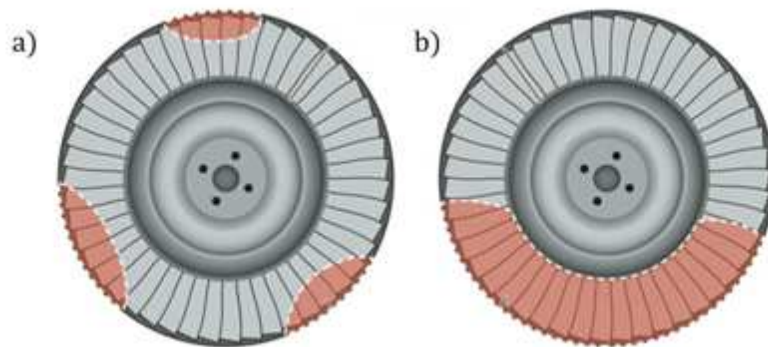
niestateczną pracą jednego lub wielu elementów sprężarki (rys. 2). Może być ona spowodowana zaprzestaniem wytwarzania siły aerodynamicznej przez palisady wirnikowe sprężarki lub stratami ciśnienia na palisadach kierownic. Oba te przypadki najczęściej spowodowane są powstającymi oderwaniami strumienia powietrza, w wyniku zmiany kąta napływu na poszczególne elementy. Oderwania mogą objąć część lub całość palisady danego stopnia sprężarki. Sprężarka jako cały system może pracować stabilnie, mimo że jej poszczególne stopnie mogą pracować

całkowicie lub w części niestatecznie. Większość przypadków pokazuje, że nie wszystkie łopatki w palisadzie zostają objęte równomiernie oderwaniem.



Rys. 2. Dynamika zmian temperatury gazów wylotowych za turbiną w porównaniu ze zmianami prędkości obrotowej i momentu obrotowego [2]

Najczęściej dane zaburzenie strumienia powietrza obejmuje kilka sąsiadujących łopatek, formując strefę oderwania. Powstające strefy nie są stałe i mogą przemieszczać się po obwodzie wirnika. Ich prędkość obrotowa najczęściej jest niższa niż prędkość obrotowa wirnika, co można obserwować jako pozorny ruch obrotowy w przeciwnym kierunku. W wyniku tego zjawiska zmniejsza się masowe natężenie przepływu przez sprężarkę, jednak dalej możliwe jest utrzymanie stabilnej pracy całego podzespołu. Narastanie i rozwój zjawiska niestatecznej pracy, propagacja zaburzeń po obwodzie i w głąb silnika oraz rozrastanie się stref oderwań prowadzi ostatecznie do całkowitego zablokowania przepływu przez kanał silnika i powstania pompażu. Schemat powstawania i propagacji stref oderwań pokazano na rysunku 3 [3].



Rys. 3. Schemat rozprzestrzeniania się stref oderwań na obwodzie wieńca wirnikowego [4], gdzie: a) niewielkie i lokalne strefy oderwań, b) strefa oderwań obejmująca znaczącą część palisady

W koncepcji stabilności sprężarek wyróżnia się zagadnienie stabilności związanej ze współpracą z pozostałymi podzespołami silnika (ang. *operational stability*), tj. wlot, turbina, układ wylotowy, oraz stabilność aerodynamiczną (ang. *aerodynamic stability*) związaną ściśle z zagadnieniami przepływowymi strumienia powietrza przez poszczególne elementy sprężarki.

### 1.1. Obszar stabilności pracy sprężarki

Pracę sprężarki w danej chwili czasu opisują takie parametry jak spręż, sprawność i masowe natężenie przepływu. Wartości tych parametrów dla różnych prędkości obrotowych wirnika tworzą charakterystykę sprężarki (rys. 6). Obrazuje ona odpowiedź układu na pojawiające się zaburzenia zewnętrzne. W stanie niezaburzonym sprężarka współpracuje z turbiną, tworząc na charakterystyce linię współpracy (rys. 6). Parametry sprężarki przyporządkowane są do danej prędkości obrotowej wirnika, która definiowana jest przez pracę turbiny. Linia współpracy analitycznie opisywana jest przez warunek równości mocy sprężarki i turbiny, którą można zapisać następująco:

$$\frac{\pi_S^*}{q(\lambda_1)} \approx b \sqrt{\frac{e_S^* - 1}{\eta_S^*}} \quad (1.1)$$

gdzie:  $\pi_S^*$  – spręż sprężarki,  $\eta_S^*$  – sprawność sprężarki,  $q(\lambda)$  – funkcja względnej gęstości strumienia,  $e_S^* = f(\pi_S^*, k)$ ,  $b = f(A_i, \sigma^*, \eta_i)$ .

Obszar stabilnej pracy sprężarki ograniczony jest od góry przez granicę pracy statecznej. Wyjście punktu pracy ponad tę linię oznacza wejście sprężarki w niestateczną pracę. Granicę pracy statecznej opisuje następująca zależność matematyczna [3]:

$$\frac{p_2^*}{p_1^*} = 1 + \frac{\frac{1}{2}\psi_s \dot{m}^2}{\varphi_s^2 A^2 \rho p_1^*} \quad (1.2)$$

gdzie:  $p_2^*/p_1^*$  – spręż,  $\dot{m}$  – masowe natężenie przepływu,  $A$  – pole przekroju wlotu,  $\rho$  – gęstość powietrza,  $\psi_s$  – współczynnik efektywnego wzrostu ciśnienia spiętrzenia:

$$\psi_s = \frac{\Delta p^*}{\frac{1}{2}\rho U^2} \quad (1.3)$$

oraz współczynnik natężenia przepływu

$$\varphi = \frac{c_{1a}}{U} \quad (1.4)$$

gdzie:  $\Delta p^*$  – wzrost ciśnienia w sprężarce,  $U$  – prędkość obwodowa wirnika,  $c_{1a}$  – prędkość osiowa przepływu.

We wzorze (1.2) zmienne poza masowym natężeniem przepływu są względnie stałe, a  $\dot{m}$  jest funkcją prędkości obrotowej sprężarki. Stąd granica pracy statecznej jest funkcją kwadratową prędkości obrotowej, dla której przy sprężu równym 1 masowe natężenie przepływu wynosi 0 [3].

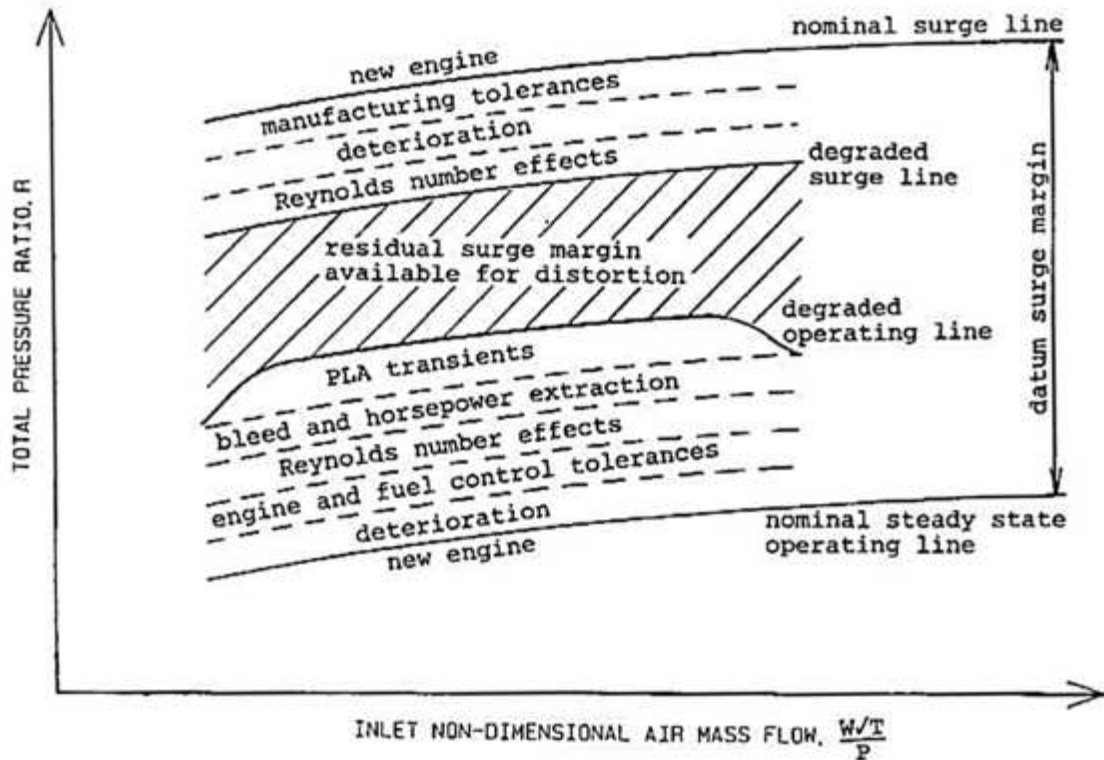
Odległość między linią współpracy a granicą statecznej pracy sprężarki nazywamy zapasem stateczności, który można zdefiniować jako:

$$K_s = 1 - \frac{\dot{m}_{ws} \pi_{Sgr}^*}{\dot{m}_{gr} \pi_{Sws}^*} \quad (1.5)$$

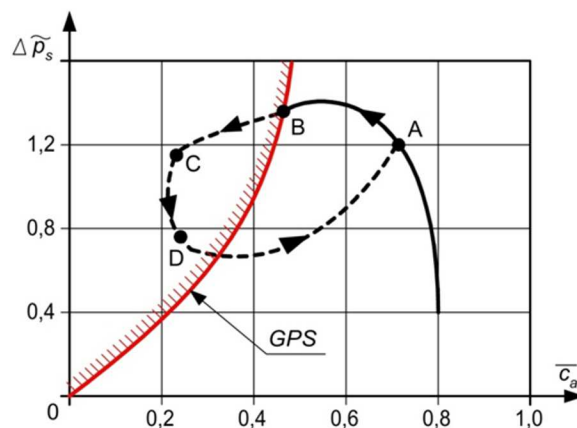
gdzie parametry:  $ws$  – wartości w punkcie współpracy,  $gr$  – wartości na granicy statecznej pracy.

Zapas statecznej pracy sprężarki interpretujemy jako odległość punktu współpracy (rys. 6 – pkt A) od granicy pracy statecznej (rys. 6 – pkt B). Określa on maksymalną zmianę warunków pracy sprężarki, przy stałej prędkości obrotowej, w których zostanie utrzymana jej stateczna praca. Dla konstrukcji sprężarek osiowych zapas stateczności zwykle utrzymywany jest w granicach 8-25%. Zmniejszenie zapasu stateczności może być spowodowane czynnikami związanymi z aktualnymi warunkami pracy sprężarki, tj. wysokość lotu, zaburzenia przepływu powietrza na wlocie do silnika, opóźnienia w otwarciu zaworów upustu itp., ale również ulega zmniejszeniu wraz z upływającym czasem i zużyciem silnika. Dzieje się tak w wyniku zużycia poszczególnych

elementów konstrukcyjnych, deformacji i uszkodzeń profili łopatek, zmianą geometrii kanału przepływowego, zużyciem turbiny i wzrostem jej temperatury pracy, osadami pyłów, nagaru itp., a także z odchyłek produkcyjnych i poremontowych elementów silnika [5]. Poszczególne czynniki wpływające na zmniejszenie zapasu stateczności przedstawiono na rysunku 4.



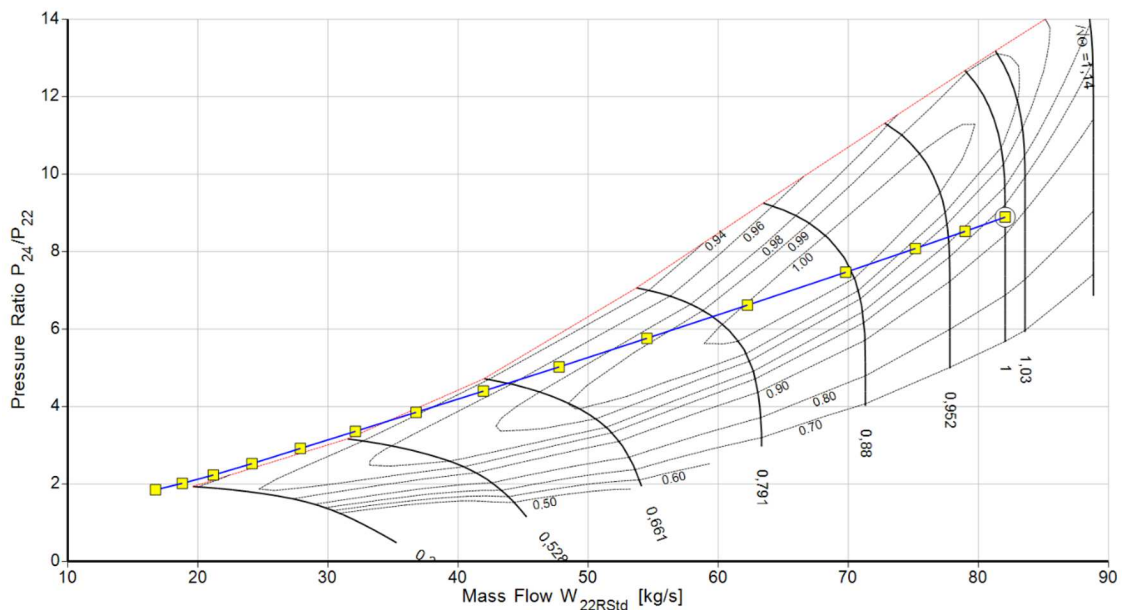
Rys. 4. Czynniki wpływające na zmniejszenie zapasu stateczności sprężarki [6]



Rys. 5. Przebieg pompażu, GPS – granica pracy statecznej, A, B, C, D – punkty graniczne pracy sprężarki w stanach przejściowych pracy niestatecznej [2]

Praca układu wlotowego również ma kluczowy wpływ na stabilność pracy silnika. Wlot jest integralną częścią zespołu napędowego i odgrywa znaczącą rolę w jego pracy. Parametry strumienia powietrza i równomierność ich pola silnie wpływają na stabilność pracy sprężarki i całego silnika oraz ciągu. Zaburzenia wytwarzane przez układ wlotowy mogą prowadzić do niestatecznej pracy sprężarki. Typowymi źródłami i przyczynami zaburzeń mogą być oderwania powstające

na konstrukcji wlotu, związane kątem natarcia lub ślizgu, wygięciem kanału dolotowego lub z generowanym układem fal uderzeniowych. Oderwania dostające się do silnika mogą też pochodzić ze źródeł zewnętrznych, np. w postaci turbulentnej warstwy przyściennej zassanej z kadłuba lub wirów wygenerowanych na innych elementach płatowca (rys. 7). Zaburzenia wytworzone przez pracę układu wlotowego w postaci niejednorodności pola prędkości lub ciśnienia będą przesuwają punkt pracy sprężarki w kierunku wystąpienia niestatecznej pracy. Kiedy zaburzenie jest chwilowe, sprężarka powraca do stanu równowagi i jej praca jest stabilna (rys. 5). Przy zmianie parametrów charakterystyki punkt pracy w danej chwili może zostać przesunięty do nowego stanu równowagi. Jeśli nowe parametry wypchną punkt pracy poza granice prace statecznej to podzespół będzie pracował niestabilnie. Przewidzenie warunków przy których wystąpi niestateczna praca sprężarki lub pompaż jest możliwe z dobrą dokładnością dla pojedynczych stopni i przepływów pod- i około dźwiękowych. Wraz ze wzrostem liczby stopni sprężarki rośnie skomplikowanie oddziaływań między częściowo niestatecznymi stopniami, a całe zjawisko cechuje się bardzo dużą dynamiką i staje się nieuchwytnie. Stąd charakterystyki sprężarek są wyznaczane w głównej mierze doświadczalnie na specjalnych stanowiskach [6].



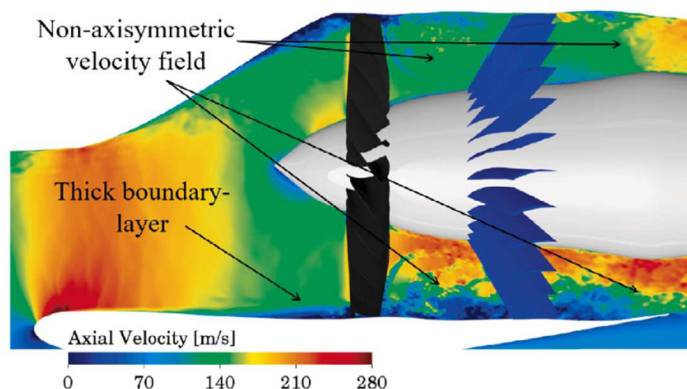
Rys. 6. Charakterystyka sprężarki osiowej silnika turbinowego (niebieski – linia współpracy, czerwony – granica pracy statecznej)

Na przedstawionej na rysunku 6 charakterystyce sprężarki dwuprzepływowego silnika turbinowego zaznaczono linię współpracy (niebieski) oraz granicę pracy statecznej (czerwony). Można zaobserwować, że w zakresie niskich prędkości obrotowych wirnika ( $n < 0,6$ ), linia współpracy wykracza poza granicę pracy statecznej. Jest to typowe dla silników tej klasy, które w warunkach normalnych nie operują w zakresie niskich prędkości obrotowych (poza fazą rozruchu). W tym obszarze sprężarka z reguły ma problem z utrzymaniem stabilnej pracy i musi zostać ustateczniona przy pomocy dodatkowych systemów i urządzeń.

## 2. Budowa modelu obliczeniowego

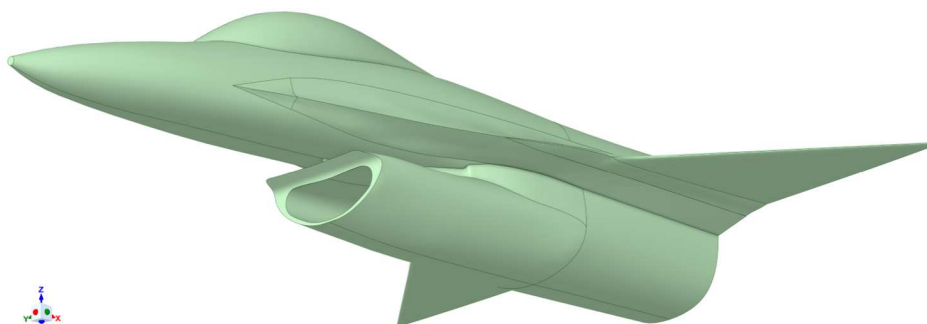
Do wykonania analizy posłużono się trójwymiarowym modelem zeskanowanego samolotu wielozadaniowego. Część kadłuba wraz z całym kanałem dolotowym została wydzielona i przeniesiona do oprogramowania CAD (rys. 8). Zastosowano domenę prostopadłościenną, która sta-





Rys. 7. Pole prędkości przepływu przy zassaniu do silnika warstwy przyściennej z kadłuba [7]

nowiła domenę płynu (rys. 9). Po określeniu obszaru obliczeniowego zdefiniowano warunki brzegowe. Dla powierzchni zewnętrznych zastosowano warunek *pressure farfield*, który odpowiada strumieniowi niezaburzonemu w warunkach lotu. Płaszczyźnie na końcu kanału wlotowego (ang. *aerodynamic interference plane* – AIP), za którą znajduje się wentylator silnika, przypisano warunek *pressure outlet*, który umożliwia zmianę podciśnienia na wylocie z domeny płynu, co odpowiada naturalnym warunkom pracy układu wlotowego. W badaniach pracy układów wlotowych niezwykle ważnym zagadnieniem jest interakcja tych elementów z całym kadłubem samolotu. Istnieje istotny wpływ układu aerodynamicznego samolotu i geometrii płatowca na parametry pracy układu dolotowego, których nie można pominąć w rozważaniach [6].

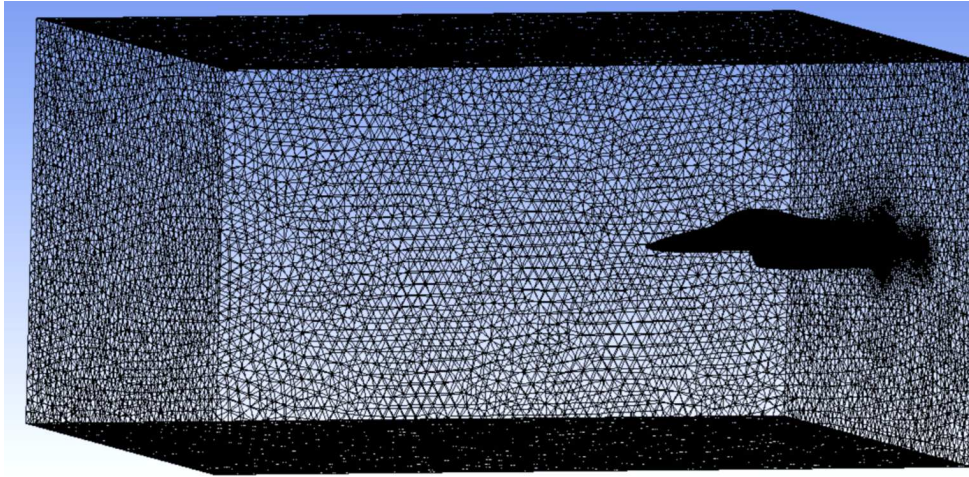


Rys. 8. Model wydzielonej części kadłuba samolotu F-16 wraz z kanałem wlotowym

Do dyskretyzacji modelu użyto siatki hybrydowej, która była połączeniem elementów strukturalnych i niestructuralnych. Zasadniczo domena płynu składa się z komórek tetrahedralnych. W przypadku siatki strukturalnej na kadłubie zastosowano pięć warstw siatki pryzmatycznej w celu zwiększenia dokładności wyników w obszarze warstwy przyściennej. Wygenerowaną siatkę pokazano na rysunku 9. Całkowitą liczbę elementów siatki i jej parametry jakościowe zapisano w tabeli 1.

**Tabela 1.** Parametry siatki

Średnia skośność	0,22369
Średnia ortogonalność	0,77533
Liczba elementów	13 440 713



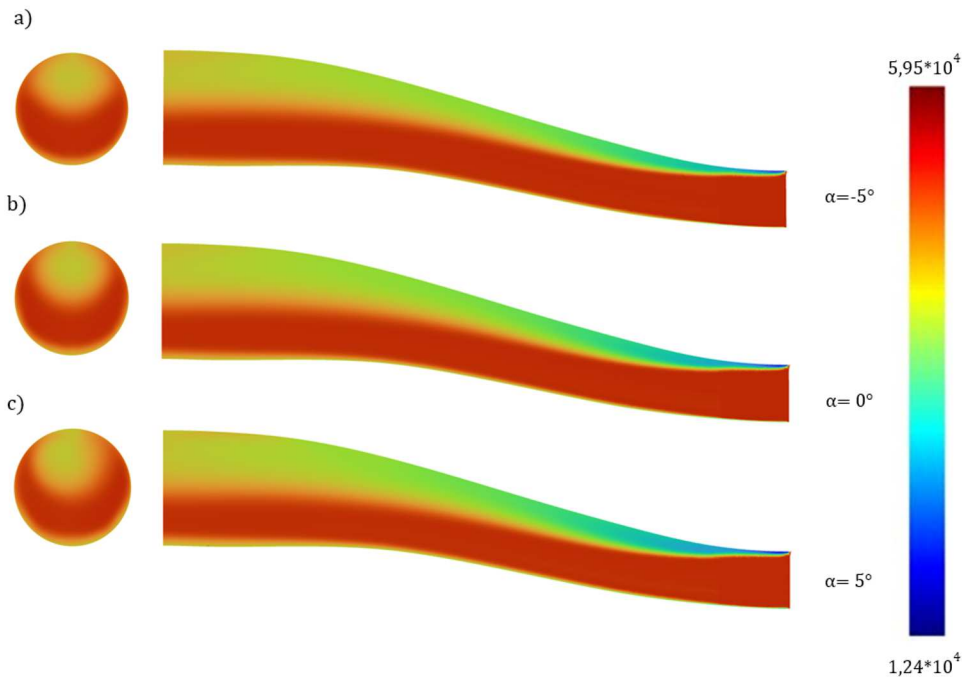
Rys. 9. Dyskretyzacja domeny obliczeniowej

### 3. Wyniki

W celu oceny parametrów pracy układu wlotowego, która mogłaby wpływać na stabilność pracy sprężarki, wykonano symulacje przepływowe dla samolotu w locie. Obliczenia przepływowe wlotu wykonano przy użyciu modelu  $k-\omega$  SST. Warunki obliczeniowe lotu przyjęto w oparciu o Instrukcję Użytkownika w Locie (ang. *Aircraft Flight Manual*) samolotu F-16 C/D, która dla większości konfiguracji i misji przewiduje prędkość przelotową na poziomie  $Ma=0,8$ , a wysokość lotu to 8000 metrów. Obliczenia wykonano w trzech wariantach kątów natarcia ( $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $+5^\circ$ ) [8].

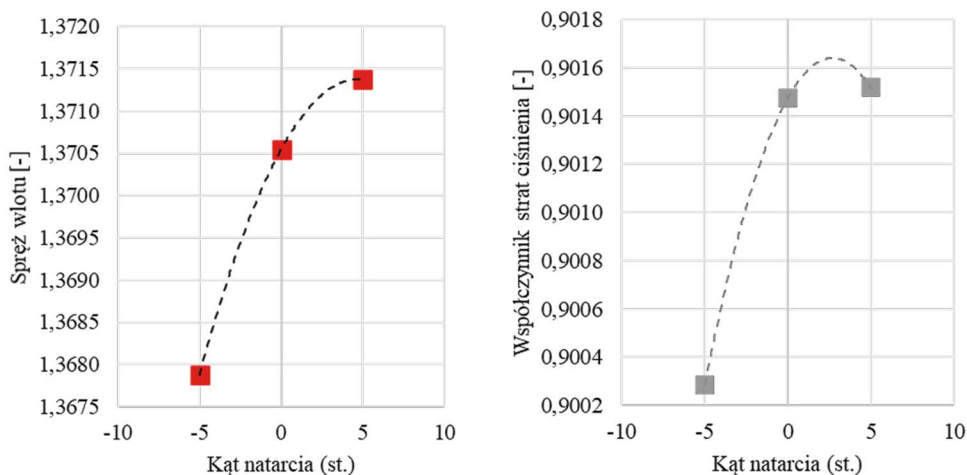
Wyniki obliczeń przedstawiono w formie wykresów rastrowych (rys. 10) dla opracowanych przypadków. Rezultat przedstawiono w przekroju podłużnym kanału wlotowego samolotu F-16 oraz przekroju poprzecznym kanału przed wlotem do sprężarki. Pole parametrów strumienia powietrza w przekroju współpracującym ze sprężarką jest szczególnie istotne z punktu widzenia stabilności jej pracy oraz pracy całego podzespołu. Zaburzenia strumienia dla lotu poziomego co do zasady powinny być niewielkie, a układ wlotowy w warunkach ustalonych powinien dostarczać w miarę jednorodny strumień powietrza. Na rysunku 10 przedstawiono rozkład ciśnienia całkowitego wzdłuż kanału oraz w przekroju przed sprężarką. Widoczne jest znaczne oderwanie strumienia na krawędzi wlotu, które propaguje w głąb kanału i jest w głównej mierze przyczyną niejednorodności pola strumienia w przekroju wyjściowym (AIP). Rozkład ciśnienia całkowitego pozwala również zaobserwować zachowanie warstwy przyściennej na ściankach kanału dolotowego oraz straty ciśnienia wytwarzane w tym obszarze w rezultacie tarcia. Wzrost kąta natarcia powoduje przesunięcie obszaru oderwania w kierunku środka przekroju (rys. 10).

Z punktu widzenia pracy sprężarki poza niejednorodnością pola ciśnienia zmienia się również jego wartość średnia w przekroju wyjściowym wlotu. Dla pułapu lotu, dla którego wykonano obliczenia, ciśnienie otoczenia wynosi 35570 Pa. Ciśnienie wyjściowe z układu wlotowego wyznaczone metodą średniej ważonej powierzchniowo (ang. *area-weighted average*) zmienia się wraz ze zmianą kąta natarcia, a więc stosunek ciśnienia wyjściowego do ciśnienia otoczenia (spręż wlotu) również ulega zmianie. Innym parametrem opisującym pracę wlotu jest stosunek ciśnienia w przekroju wyjściowym do ciśnienia w przekroju wejściowym (współczynnik strat ciśnienia). Ciśnienie całkowite w przekroju wejściowym kanału wynosi 54077 Pa. Zmiana kąta natarcia powoduje zmiany ciśnienia wyjściowego, a więc i współczynnika strat, będącego miarą sprawności układu wlotowego. Tego typu zaburzenia powodują przesunięcie punktu pracy na charakterystyce sprężarki i mogą być przyczyną powstawania jej niestatecznej pracy. Wartości sprężu wlotu i współczynnika strat ciśnienia dla obliczeniowych kątów natarcia przedstawiono na rysunku 11. Przy ujemnych kątach natarcia następuje spadek ciśnienia doprowadzanego do sprężarki wraz



Rys. 10. Rozkład ciśnienia całkowitego w Pa wzdłuż kanału wlotowego do silnika

ze spadkiem sprawności układu. Dla dodatnich kątów natarcia obserwuje się nieznaczny wzrost ciśnienia przy względnie zachowanej sprawności. Oba przypadki będą powodowały przesunięcie punktu pracy sprężarki wzdłuż linii prędkości obrotowej. W przypadku wzrostu ciśnienia, w kierunku granicy pracy statecznej, a w przypadku spadku ciśnienia w kierunku linii dławienia. Należy zwrócić uwagę, że przyjęte w analizie kąty natarcia są niewielkie jak dla wysokomanewrowego samolotu bojowego. Zgodnie z AFM kąty natarcia w zakresie normalnym wynoszą od  $-5^\circ$  do  $25^\circ$ , a w przypadku wykonywania niektórych ekstremalnych manewrów mogą osiągnąć nawet  $60^\circ$  [9].

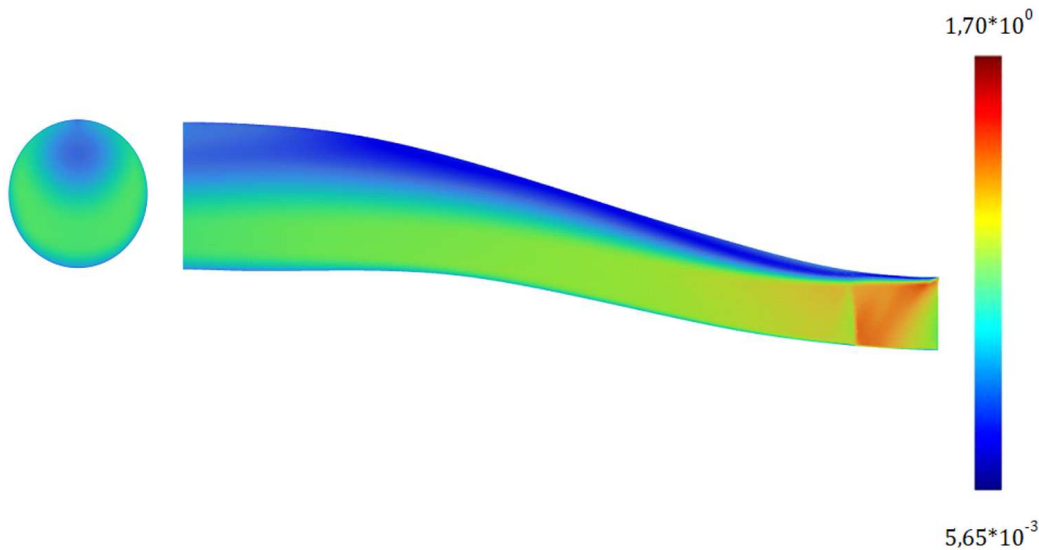


Rys. 11. Wartości sprężu wlotu i współczynnika strat ciśnienia dla poszczególnych kątów natarcia

Przyczynę powstawania oderwania strumienia dla analizowanego wlotu przedstawiono poprzez podłużny rozkład liczby Macha (rys. 12). Oderwanie strumienia następuje w miejscu zaczepienia fali uderzeniowej powstającej na krawędzi wlotu. Układ wlotowy samolotu F-16 to układ typu pracującego w warunkach prostopadłej fali uderzeniowej (ang. *normal shockwave*



*inlet*). Powodem stosowania tego typu układów wlotowych jest ich wysoka efektywność w pracy w dużym zakresie niskich liczb Macha (ok. 0,60-1,20). Układy *normal shockwave* są elastyczne w szerokim zakresie warunków operacyjnych, jednak ich wadą jest wysoki opór aerodynamiczny konstrukcji i rosnące zaburzenia dla wyższych prędkości lotu. Dodatkową zaletą układu jest jego nieskomplikowana i niska masa, co w połączeniu z pozostałymi czynnikami czyni go dobrym wyborem dla lekkiego, wysokomanewrowego samolotu wielozadaniowego.



Rys. 12. Rozkład liczby Macha wzdłuż kanału wlotowego do silnika

#### 4. Podsumowanie

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki badań układu wlotowego w zakresie wpływu na niestateczną pracę sprężarki. Analizę wykonano w oparciu o model numeryczny układu wlotowego podkadłubowego samolotu F-16. Obliczenia wykonano w warunkach lotu na pułapie 8000 m, z  $Ma=0,80$  i zmiennymi kątami natarcia. Praca układu wlotowego ma kluczowy wpływ na stabilność pracy sprężarki. Wlot jest integralną częścią zespołu napędowego i jego zadaniem jest zapewnienie odpowiednich parametrów strumienia powietrza i równomierność ich pola parametrów. Zaburzenia wytwarzane przez układ wlotowy mogą prowadzić do niestatecznej pracy sprężarki. W wyniku obliczeń, przy wykorzystaniu oprogramowania ANSYS FLUENT, uzyskano rozkład ciśnienia całkowitego wzdłuż kanału wlotowego, a także przedstawiono wyniki uzyskane dla jego przekroju poprzecznego AIP (styczny z wentylatorem silnika). Pole ciśnienia całkowitego w warunkach lotu ustalonego cechuje się znaczną nierównomiernością związaną z oderwaniem strumienia z krawędzi wlotu oraz oddziaływaniem warstwy przyściennej w wyniku tarcia o ścianki kanału. Obliczenia wykazały znaczący wpływ zmiany kąta natarcia w zakresie  $\pm 5$  stopni na wzrost nierównomierności pola ciśnienia, a także zmianę wartości średniego ciśnienia dla przekroju wyjściowego. Również wykazano, poprzez uzyskane wyniki, że istotną przyczyną nierównomierności pola ciśnienia w przekroju wyjściowym w głównej mierze jest oderwanie strumienia w obszarze wygenerowanej fali uderzeniowej na krawędzi wlotu. Tego typu zmiany powodują przesunięcie punktu pracy tej sprężarki na charakterystyce w kierunku pracy niestatecznej, co w oparciu o analizę literatury przedstawiono w części wstępnej artykułu i znalazło potwierdzenie w uzyskanych wynikach.

Praca została dofinansowana przez Wojskową Akademię Techniczną w ramach projektu nr UGB nr 898/20221 – „Numeryczne analizy zjawisk przepływowych zachodzących we wlotach zespołów napędowych samolotów odrzutowych wywołanych wirem wlotowym”.

### Bibliografia

1. CENCIOTTI D., *Watch an F-16 suffer a compressor stall during the display at AirPower 2016 airshow*, theaviationist.com, 2016
2. KOZAKIEWICZ A., KOWALSKI M., Unstable operation of the turbine aircraft engines, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **51**, 3, 719-727, 2013
3. PAMPREEN R.C., *Compressor Stall and Surge*, Atlantic Books, Wirginia, 1993
4. LANGSTON L.S., *Averting the Pall of Stall*, American Scientist, No. 1, 2020
5. ANTAS S., *Ocena wpływu wybranych metod modyfikacji maszyn wirnikowych turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych na zapas statecznej pracy sprężarki*, Rzeszów, 2006
6. GOLDSMITH E.L., SEDDON J., *Practical Intake Aerodynamics Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Wirginia, 1999
7. ROMANI G., YE Q., AVALLONE F., RAGNI D., CASALINO D., Numerical analysis of fan noise for the NOVA boundary-layer ingestion configuration, *Aerospace Science and Technology*, **96**, 105532, 2020
8. BRAVO-MOSQUERA P.D., ABDALIA A.M., CERÓN-MUÑEZ H.D., CATALANO F.M., Integration assessment of conceptual design and intake aerodynamics of a non-conventional air-to-ground fighter aircraft, *Aerospace Science and Technology*, **86**, 497-519, 2019
9. L.M. Corporation, *Flight Manual HAF Series Aircraft F-16C/D Blocks 50 and 52+*, 2002
10. DZIERŻANOWSKI P., OTYŚ J., SZCZECIŃSKI S., WIATREK R., *Konstrukcja silników lotniczych, Projektowanie przejściowe i dyplomowe*, Warszawa, Wojskowa Akademia Techniczna, 1972
11. ANTAS S., WOLAŃSKI P., *Obliczenia termogazodynamiczne lotniczych silników turbinowych*, Warszawa, Politechnika Warszawska, 1989
12. WIATREK R., *Teoria silników lotniczych*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 1983
13. Ansys Fluent 12.0, *User's Guide*, Kwiecień 2009

### Impact of intake system parameters on the stability of operation of an aircraft turbine engine

This article presents the results of an analysis of the effects of parameters of the intake system of a fighter aircraft under flight conditions in terms of the occurrence of compressor stall. The analysis was carried out using an example of a normal shockwave intake system typical for modern high-maneuvring fighter aircraft. The article describes the theoretical basis for the occurrence of stall and surge as well as the determination of the characteristics of axial compressors. Methods and tools from the field of numerical fluid mechanics were used to perform the analysis. The developed results made it possible to determine the nature of the observed flow and estimate its effect on the stability of compressor operation.

*Keywords:* mechanical engineering, turbine aircraft engines, surge, compressors, intake systems