

NUMERICAL VERIFICATION OF ICING HYPOTHESES OF THE INLET OF AIRCRAFT TURBINE ENGINE TW2-117A

Andrzej J. Panas, Tomasz Fafiński, Michał Frant, Ryszard Chachurski

*Military University of Technology
Faculty of Mechatronics*

Gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, Poland

tel. +48 22 6839543, fax: +48 22 6837581

e-mail: Andrzej.Panas@wat.edu.pl, Tomasz.Fafinski@gmail.com

Michal.Frant@wat.edu.pl, Ryszard.Chachurski@wat.edu.pl

Abstract

Numerical analysis of the inlet flow of aircraft turbine powerplant has been performed. The analysis has been focused on thermal conditions in view of the expected inlet icing phenomena. A commercial CFD Fluent package has been utilized in developing the model and solving the stated problem. The modelled system was a TW2-117A engine inlet of Mi-8P helicopter. Calculations of 2-D axisymmetric compressible viscous flow have been conducted. The modelled medium has been assumed of the air thermophysical properties. At the present stage effects the moist content and two-phase flow have been neglected. The calculations complemented results of previous theoretical analyses and experimental measurements with images of the temperature and the flow velocity distribution. The maximum temperature drop has been estimated to be at last -4 K close to the external inlet wall and about -5 K close to the central body. The boundary layer parameters have been identified applying several standard models of turbulence. The qualitative image of icing flow conditions has been verified and confirmed.

Keywords: *aerospace technology, turbine power plants, TW2-117A turbine power plant, turbine engine inlet icing, numerical fluid dynamics*

NUMERYCZNA WERYFIKACJA HIPOTEZ OBLODZENIOWYCH WLOTU LOTNICZEGO SILNIKA TURBINOWEGO TW2-117A

Streszczenie

Praca dotyczy analizy numerycznej termicznych warunków przepływu powietrza we wlocie lotniczego silnika turbinowego. Do analizy wykorzystano pakiet numerycznych obliczeń przepływowych FLUENT. Modelowano ściśliwy przepływ powietrza we wlocie silnika TW2-117A śmigłowca Mi-8P. Obliczenia wykonano w wariacie dwuwymiarowym osiowoosymetrycznym dla założonych charakterystycznych warunków brzegowych przepływu. Kontekst analizy stanowiły zjawiska oblodzeniowe uwzględnione głównie w warunkach termicznych i w opisie właściwości modelowanego medium – powietrza. Ze względu na skupienie uwagi na zagadnieniach zmian temperatury uwarunkowanych kinetyką przepływu pominięto w obecnym etapie pracy zjawiska związane z efektami przepływu dwufazowego, uwzględniono natomiast lepkość powietrza. Wyniki obliczeń, w tym rezultaty otrzymane dla różnych modeli turbulencji, porównano z rezultatami wcześniej przeprowadzonej analizy teoretycznej i wynikami pomiarów zmian temperatury w trakcie prób silnika na hamowni. Uzyskano potwierdzenie hipotez oblodzeniowych oraz potwierdzono poprawność zastosowanych procedur badań doświadczalnych. Analiza wyników obliczeń numerycznych pozwoliła na odtworzenie obrazu przestrzennego pól parametrów przepływu. Maksymalny spadek temperatury w pobliżu ścianek zewnętrznych kanału określono jako nie mniejszy od -4 K, a w pobliżu ciała centralnego -5 K. Porównując wyniki obliczeń z wykorzystaniem kilku modeli turbulencji zidentyfikowano również parametry warstwy przyścienne.

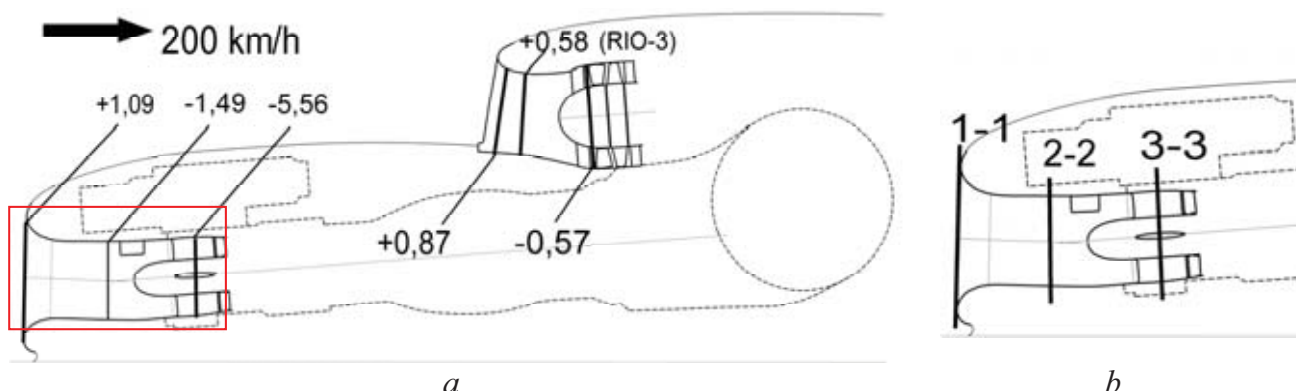
Słowa kluczowe: *eksploatacja statków powietrznych, silniki turbinowe, silnik TW2-117A, oblodzenie statków powietrznych, obliczenia numeryczne CFD*

1. Wprowadzenie

Problemy z lotami statków powietrznych w warunkach wilgotnej, przechłodzonej atmosfery, czyli warunkach sprzyjających osadzeniu się lodu, sprawiły, że w oblodzeniu dostrzeżono jedno z głównych źródeł zagrożenia bezpieczeństwa eksploatacji lotniczych systemów technicznych. Zagrożenie to implikuje potrzebę prowadzenia badań procesów oblodzeniowych.

W niniejszym przypadku przedstawiono wyniki obliczeń numerycznych wykonanych za pomocą pakietu FLUENT dla danych problemu analizowanego w ramach ekspertyzy wykonanej w styczniu 2004 w Instytucie Techniki Lotniczej WAT. Analizę przeprowadzono w kontekście możliwości wystąpienia oblodzenia poszczególnych elementów konstrukcyjnych silnika TW2-117A dla zadanych parametrów atmosfery.

W ramach ekspertyzy wyznaczono teoretyczne parametry przepływu [1, 2] oraz wykonano pomiary zmian temperatury na obiekcie rzeczywistym [3]. Do obliczeń teoretycznych zastosowano jako optymalny model jednowymiarowy, z uproszczeniami dotyczącymi odwracalnego charakteru zachodzących zjawisk i braku doprowadzania pracy z zewnątrz. Zastosowanie uproszczonych zależności doprowadziło do uzyskania wiarygodnej informacji tylko o skali zmienności parametrów termodynamicznych powietrza we wlotach silników i wentylatora śmigłowca (por. Rys.1).



Rys. 1. Schemat modelowanego układu wlotowego zespołu napędowego śmigłowca Mi-8: a – z zaznaczeniem obliczeniowych temperatur w przekrojach charakterystycznych [1] i wskazaniem obszaru modelowania (ramka); b – oznaczenia przekrojów obliczeniowych a zarazem przekrojów, w których dokonano pomiarów temperatury w badaniach opisanych w pracy [3]

Fig. 1. Schematic diagram of the modelled Mi-8 helicopter air intake system: a – with specification of the estimated characteristic temperatures [1] and indication of the modelled region (frame); b – cross-sections selected for experimental investigations described in [3]

Tab. 1. Porównanie obliczonych [1] i zmierzonych dla nominalnego zakresu pracy silnika [3] zmian temperatury dla przekrojów kontrolnych 2-2 oraz 3-3 (por. Rys. 1.b)

Tab. 1. Comparison of the estimated [1] and measured [3] temperature changes at control cross-section 2-2 and 3-3 (see Fig. 1.b)

Przekrój	ΔT [K] dla $w = 0$ [m·s ⁻¹]						
	Obliczenia (przepływ płaski)	Pomiar 30.12.2003		Pomiar 05.01.2003		Pomiar 06.01.2003	
		średnia	chwilowa maks.	średnia	chwilowa maks.	średnia	chwilowa maks.
2 - 2	-3,11	-1,12	-1,7	-3,08	-3,5	-1,13	-1,7
3 - 3	-7,31	-2,99	-3,5	-5,06	-5,5	-2,47	-3,3

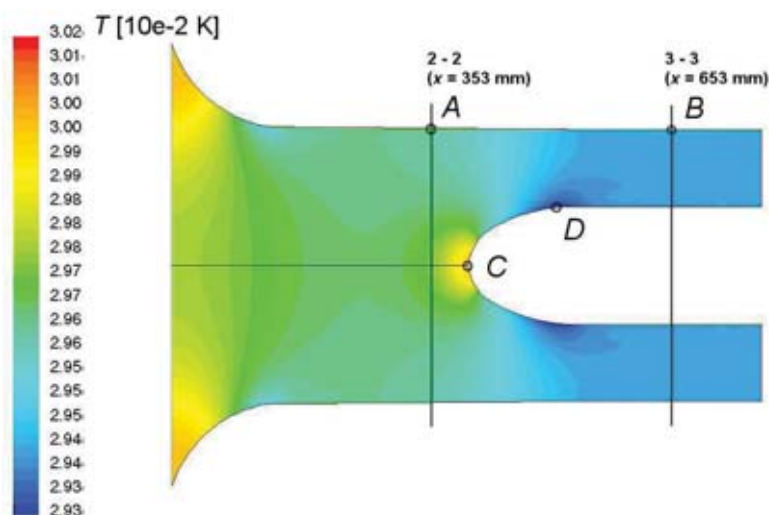
Ze względu na rzeczywistą niejednorodność pól fizycznych trudno natomiast stwierdzić, czy wartości średnich spadków temperatury są przeszacowane i o ile. Podobny problem dotyczy interpretacji wyników badań doświadczalnych przy punktowym pomiarze zmian temperatury

w pobliżu ścianki kanału. W obydwu zatem wypadkach istnieje potrzeba badań weryfikacyjnych uwzględniających przynajmniej niejednorodność pól przepływu w płaszczyźnie przekroju kontrolnego. Przedmiotem niniejszego opracowania są obliczenia numeryczne z modelowaniem dwuwymiarowym o takim właśnie charakterze.

2. Cel, zakres i metodyka modelowania numerycznego

Celem obliczeń numerycznych było zweryfikowanie hipotez dotyczących charakteru oszacowanych i zmierzonych wartości spadków temperatury w kanale dolotowym silnika TW2-117A (Tab. 1). Zmiany temperatury strugi powietrza zasilającego są w głównej mierze uwarunkowane zjawiskami kinetycznymi – ruchem płynu. Zjawiska dyssypacji, w szczególności tarcia wewnętrznego, w omawianym przypadku należy uznać za drugorzędne. W analizie weryfikacyjnej pominać ich jednak nie można.

Weryfikowane hipotezy sprowadzają się do stwierdzenia, że wyznaczone teoretycznie wartości spadku temperatury w jednowymiarowym modelu przepływu płaskiego odwracalnego stanowią oszacowanie górne (jako maksymalna wartość bezwzględna zmiany temperatury), natomiast wartości zmierzone to oszacowanie dolne. Uzasadnieniem dla oszacowania górnego jest pominięcie zjawisk tarcia wewnętrznego i zjawisk wymiany ciepła (założenie przepływu izentropowego). W przypadku badań doświadczalnych nie uwzględniono zjawisk transportu ciepła od czujnika do ścianki kanału, zjawiska ogrzewania kinetycznego czujnika oraz faktu pozostawania czujnika w strefie warstwy przyściennej (por. [3]). Należy w tym miejscu podać informację, że w doświadczeniach wykorzystano termoelementy płaszczone o średnicy płaszcza 0,5 mm o końcówkach pomiarowych umieszczonych w odległości ok. 5 mm od ścianki kanału.



Rys. 2. Obliczeniowy rozkład temperatury dla przypadku przepływu laminarnego (na rysunku zaznaczono przekroje i punkty charakterystyczne)

Fig. 2. The calculated temperature distribution for the reference laminar flow model with indicated characteristic points and cross-sections

Tab. 2. Założone parametry obliczeniowe modelu numerycznego

Tab. 2. The assumed infinity (reference) flow temperature and expected flow velocity at the cross-section 3-3

Odniesieniowa temperatura spoczynkowa	Średnia prędkość przepływu dla przekroju 3-3
293 [K]	120 [m·s ⁻¹]

Komentując hipotezy trzeba stwierdzić, iż w obydwu omawianych przypadkach podstawowym zagrożeniem ich wiarygodności jest wielowymiarowy charakter rzeczywistego przepływu. Obliczenia numeryczne powinny być objąć swoim zakresem określenie pól temperatury

i prędkości z możliwością śledzenia ich rozkładu w co najmniej dwóch wymiarach. Konieczne było również określenie orientacyjnych parametrów warstwy przyściennej, a to oznacza potrzebę odniesienia się do problemu modelowania turbulencji. Za zbędne uznano badanie zmian wielkości fizycznych w czasie, co oznacza możliwość ograniczenia się do modeli stacjonarnych.

W modelowanym kanale dolotowym rozważano przepływ płynu o właściwościach powietrza suchego. Na obecnym etapie prac pominięto zatem efekty związane z rzeczywistym charakterem przepływu wielofazowego, w tym przemiany fazowe wody. Tylko częściowo daje się to uzasadnić stosunkowo małą zawartością wody w powietrzu wilgotnym (małym udziałem masowym pary w powietrzu wilgotnym przy niskich temperaturach i stosunkowo małą wodnością powietrza atmosferycznego – por. [2]). Ważniejsze jest sygnalizowane wcześniej skupienie uwagi na problemie wychładzania kinetycznego strugi powietrza zasysanego przez silnik jako zjawiska kształtującego warunki procesów oblodzeniowych.

Modelowano więc przepływ jednofazowy czynnika ściśliwego lepkiego. Model był modelem dwuwymiarowym, osiowoosymetrycznym. Obliczenia bazowe wykonano dla przepływu laminarnego. Pozostałe obliczenia przeprowadzono z wykorzystaniem różnych modeli turbulencji, a mianowicie [5]:

- modelu Spalarta-Allmarasa,
- standardowego modelu $k-\varepsilon$,
- modelu $k-\varepsilon$ RNG (grupy renormalizacji),
- tzw. Realizowalnego¹ modelu $k-\varepsilon$,
- standardowego modelu $k-\omega$,
- modelu $k-\omega$ SST (naprężeń stycznych).

Możliwość wykonania tak szeroko zakrojonych obliczeń porównawczych wynika z faktu uproszczeń geometrii modelowanego obiektu narzuconych wcześniej podanymi założeniami.

Przeprowadzenie obliczeń wymagało doboru odpowiedniej siatki obliczeniowej i właściwego przyjęcia warunków brzegowych. Zastosowano siatkę elementów czworokątnych z podziałem na podobszary, w których elementy zagęszczano stosownie do spodziewanych zmian parametrów przepływu. Zagęszczenia dokonano również w pobliżu osi symetrii układu. Siatkę przetestowano w obliczeniach wstępnych.

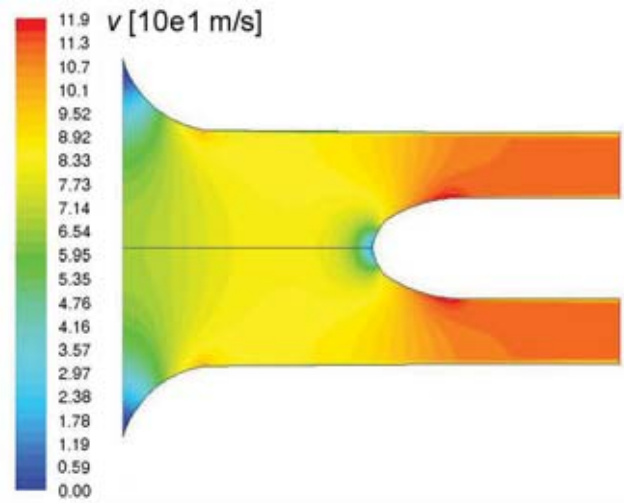
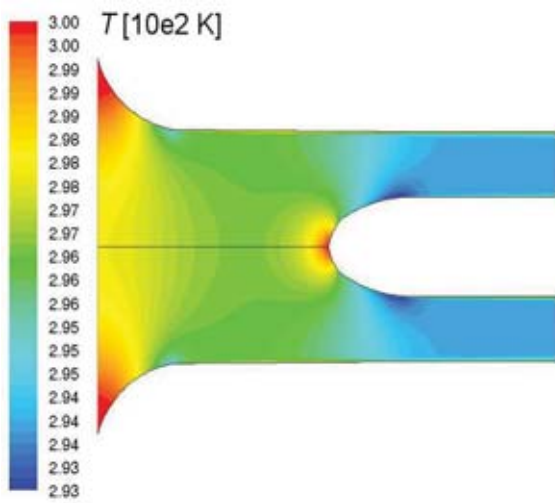
Jeżeli chodzi o warunki brzegowe przepływu to problematyczne było jedynie bezpośrednio uwzględnienie warunków obliczeń analitycznych odnoszących się do zadanej z góry prędkości wlotowej powietrza w przekroju 1-1. Jest to typowy problem niedomykania się zespołu równań brzegowych w zagadnieniach przepływu ściśliwego, który rozwiązano wybierając takie wartości ciśnienia na wlocie i wylocie kanału, by uzyskać wartość prędkości przepływu w kontrolnym przekroju 3-3 zgodną z oszacowaniami pracy [1] (por. również Tab. 2). Doboru dokonano dla przepływu laminarnego w procesie obliczeń iteracyjnych kontrolując przy tym zgodność otrzymywanych warunków ciśnieniowych z założeniami pracy [1]. Określone warunki ciśnieniowe przeniesiono na pozostałe modele. Warunki brzegowe na ściankach określono standardowo zgodnie z warunkami fizycznymi procesu.

Omawiając zakres i metodykę modelowania należy się jeszcze odnieść do zagadnień wymiany ciepła. Przy rozważanych wartościach prędkości ruchu płynu i przy uwzględnieniu jego właściwości fizycznych, można przyjąć założenie o dominacji zjawisk konwekcyjnych nad przewodzeniem ciepła w powietrzu. Kierując się tymi przesłankami przyjęto dodatkowe założenie adiabatyczności ścianek kanału. Wyniki obliczeń rozkładu temperatury odniesiono do 293 K. Przyjęcie temperatury odniesieniowej na tym lub innym poziomie ma znaczenie drugorzędne. W analizie skupiono bowiem uwagę głównie na lokalnych zmianach temperatury, Podanie konkretnej wartości jest jednak niezbędne ze względu na wykorzystanie w obliczeniach danych z dołączonych do pakietu bibliotek właściwości termofizycznych płynu.

¹ W wolnym tłumaczeniu – uprawdopodobnionego modelu $k-\varepsilon$ (por. opis w [5]).

3. Wyniki obliczeń i ich omówienie

Jak już wcześniej wspomniano w modelowaniu ograniczono się do zagadnienia stacjonarnego. Jako kryterium zakończenia obliczeń dla każdego z analizowanych przypadków standardowo przyjęto uzyskanie asymptotycznej zbieżności residuów. W wyniku obliczeń uzyskano w sumie rozwiązania w postaci rozkładów pól wielkości fizycznych dla siedmiu analizowanych przypadków. Po przejrzaniu wyników dalszej skrupulatnej ocenie poddano rozkłady temperatury, prędkości i ciśnienia. Za bazę jakościowego porównania wyników otrzymanych drogą numeryczną przyjęto rozwiązanie dla przypadku przepływu laminarnego (Rys. 2). Analizowano rozkłady temperatury i prędkości w przekrojach charakterystycznych 2-2 oraz 3-3, lokalny rozkład parametrów w punktach charakterystycznych A, B, C oraz D, a także rozkłady pól w przekroju wylotowym. Porównań o charakterze ilościowym dokonano dla lokalnych rozkładów prędkości i temperatury w kierunku prostopadłym do ścianki kanału w punktach A i B. Punkty te odpowiadają umiejscowieniu czujników pomiarowych w badaniach eksperymentalnych [3].

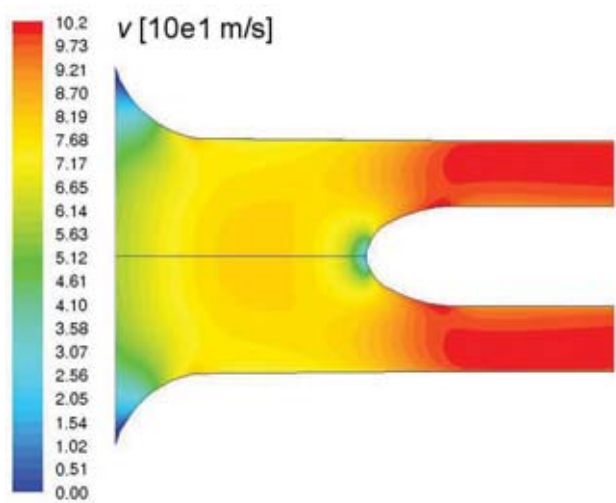
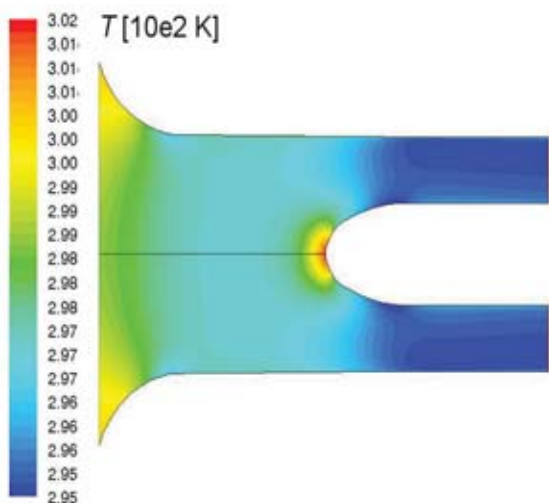


a) Spalart-Allmaras, temperatura (skala 293-300)

a) Spalart-Allmaras, prędkość (skala 0-119)

a) Spalart-Allmaras, temperature range from 293 to 300

b) Spalart-Allmaras, flow velocity range from 293 to 300



c) $k-\omega$, temperatura (skala 295-302)

d) $k-\omega$, prędkość (skala 0-102)

c) $k-\omega$, temperature range from 295 to 302

d) $k-\omega$, flow velocity range from 295 to 302

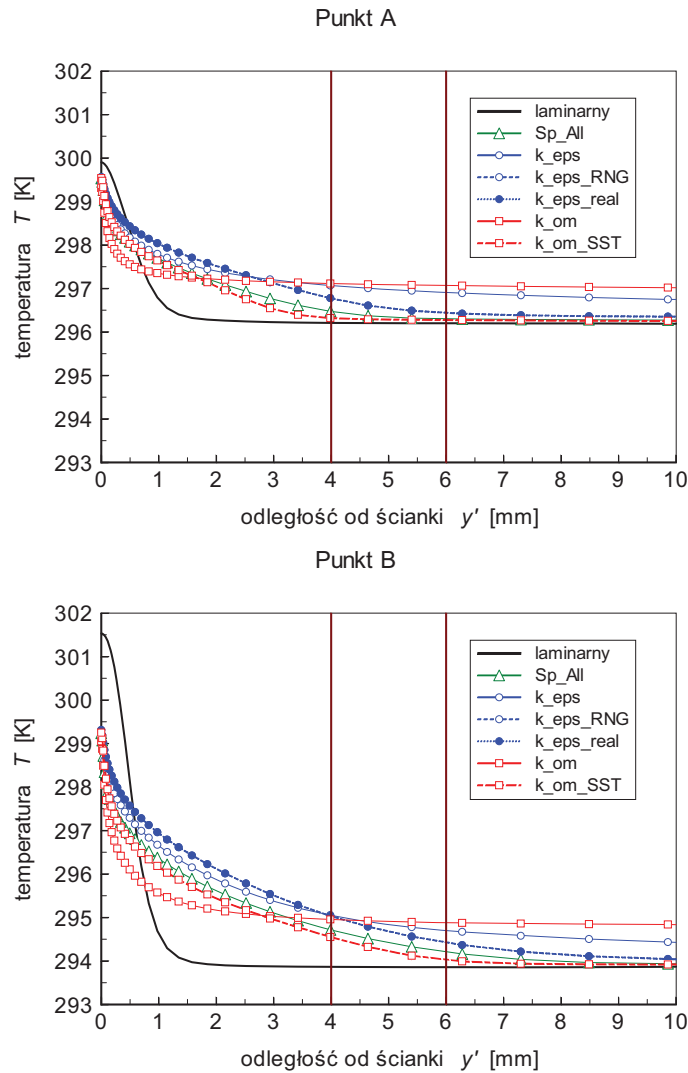
Rys. 3. Porównanie wybranych rozwiązań modelu przepływu turbulentnego
 Fig. 3. Comparison between selected results of numerical turbulent flow calculations

Tab. 3. Porównanie wyników obliczeń numerycznych dla różnych modeli turbulencji
 Tab. 3. Comparison between numerical results obtained for different turbulence models

Model	Globalnie			Lokalnie w przekroju kontrolnym			
	T_{\min} [K]	T_{\max} [K]	v_{\max} [m·s ⁻¹]	2-2; punkt A, $\delta=40$ mm		3-3; punkt B, $\delta=30$ mm	
				$\Delta T_{5\text{mm}}$ [K]	$\frac{\delta(\Delta T_{5\text{mm}})}{\Delta T_{\delta}}$	$\Delta T_{5\text{mm}}$ [K]	$\frac{\delta(\Delta T_{5\text{mm}})}{\Delta T_{\delta}}$
lam.	293	302	120	-3,70	1,014	-7,67	1,001
Sp_All	293	300	119	-3,18	0,993	-4,81	0,905
k- ϵ	294	301	111	-2,46	0,839	-4,35	0,861
k- ϵ RNG	293	300	116	-3,01	0,941	-4,63	0,862
k- ϵ real.	293	300	116	-3,01	0,941	-4,63	0,862
k- ω	295	302	102	-2,22	0,930	-4,14	0,997
k- ω SST	293	300	120	-3,25	1,007	-5,02	0,941

Analiza jakościowa rozkładów temperatury i prędkości dowiodła ogólnej zgodności rozwiązań dla wszystkich analizowanych przypadków uwidaczniając jednocześnie pewne charakterystyczne różnice dotyczące szczegółów. Na Rys. 3 przedstawiono wyselekcjonowane dwa skrajne przypadki rozwiązań dla przepływu turbulentnego, a mianowicie przypadek jednego z najprostszych jednorównaniowego modelu Spalarta-Allmarasa oraz podstawowego modelu k- ω . Różnice dotyczą przede wszystkim charakteru rozkładu pól wielkości fizycznych w płaszczyznach prostopadłych do osi symetrii (zgodne z przekrojami 1-1, 2-2, 3-3). Wobec małych wartości zmian temperatury, porównywanych w kierunku promieniowym, można je uznać za mniej istotne w kontekście obecnej dyskusji. Ważne jest natomiast spostrzeżenie dotyczące obszaru występowania temperatury minimalnej. We wszystkich przypadkach jest to okolica końca wyoblenia ciała centralnego – rejon punktu D (Rys. 2). Wyznaczona numerycznie temperatura jest dla tego obszaru co najmniej 1 K niższa niż temperatura w punkcie B. Przypomnieć należy, że zamontowany w tej okolicy czujnik zarejestrował największe spadki temperatury w trakcie doświadczeń. Wszystko wskazuje zatem na to, że rzeczywiste lokalne spadki temperatury w odniesieniu do całego przepływu były większe. Oprócz wskazania „zimnego” punktu przepływu analiza otrzymanych wyników pozwoliła na potwierdzenie prawidłowego doboru przekrojów kontrolnych 2-2 oraz 3-3 do analizy teoretycznej i eksperymentów. Przekroje te charakteryzują się stosunkowo małymi zmianami parametrów pól przepływu wzdłuż promienia. Zgodnie z oczekiwaniami maksymalną temperaturę zanotowano w punkcie spiętrzenia C.

Uzyskane na obecnym etapie badań wyniki nie pozwalają na przeprowadzenie pełnej analizy ilościowej dla całego przepływu w skali bezwzględnej. Problem wynika między innymi z faktu przyjęcia dla wszystkich wersji obliczeniowych jednakowych ciśnieniowych warunków brzegowych – uzgodnionych dla modelu bazowego. Wynikiem tego jest zróżnicowanie obliczeniowego pola prędkości w przekroju minimalnym. W konsekwencji występują również różnice ekstremalnych wartości temperatury. Ilustrują to dane lewej części Tab. 3. Ocena ilościowa zmian względnych upoważnia jednak do wyciągnięcia wiarygodnych wniosków dotyczących w szczególności wpływu ścianki kanału na wyniki pomiarów temperatury realizowanych w ich pobliżu. Na Rys. 4 przedstawiono porównanie obliczeniowych promieniowych rozkładów temperatury w punktach charakterystycznych A i B. Rozkłady pozwalają na zidentyfikowanie warstwy przyściennej. Pozostawiając otwartą kwestię wyboru optymalnego modelu turbulencji można stwierdzić, że strefa pomiaru temperatury w badaniach doświadczalnych rozciągała się poza obszarem maksymalnych przyściennych zmian pola temperatury.



Rys. 4. Wyznaczona numerycznie wartość temperatury strugi powietrza w funkcji odległości od ścianki kanału (kierunek promieniowy, zwrot w kierunku osi kanału) w punktach charakterystycznych A i B (por. Rys. 2). Na obu wykresach zaznaczono orientacyjny obszar położenia końcówki czujnika w badaniach hamowniowych (por. [3])
 Fig. 4. The temperature profile close to the inlet wall from numerical calculations in points A and B (see Fig. 2). The horizontal coordinate is the distance from the wall in normal direction. The estimated position of the temperature sensor in experimental investigations (comp. [3]) is indicated with vertical reference lines

W tabeli 3 przedstawiono dane parametryczne ilościowej analizy porównawczej. Są to wartości spadku temperatury $\Delta T_{5\text{mm}}$ przy przejściu na odległość 5 mm od ścianki, a także proporcja tych wartości do spadku temperatury na dystansie² $\delta = 30$ lub 40 mm. Jak widać ewentualny błąd niedoszacowania spadku temperatury w badaniach doświadczalnych nie powinien przekraczać w najgorszym przypadku 16%. Z punktu widzenia potwierdzenia wniosków badań doświadczalnych ważne jest to, że zmierzone zmiany temperatury są zaniżone (por. Tab. 1). W rzeczywistym przepływie spadki temperatury uwarunkowane przyspieszaniem strugi będą większe. Zaznaczyć w tym miejscu należy, że w obecnym modelu nie uwzględniono jeszcze zjawisk odprowadzania ciepła do ścianek kanału oraz zjawisk ogrzewania kinetycznego czujnika. Obydwa te efekty powinny być rozpatrywane razem.

Wyniki obliczeń numerycznych dla przepływu laminarnego (Tab. 3) są zgodne z wynikami oszacowania teoretycznego z modelu uproszczonego (Tab. 1; [1]). W obydwu tych przypadkach

² Jest to odległość wyznaczona parametrami zagęszczonej przy ściance kanału siatki obliczeniowej, którą uznano za reprezentatywną również przy ocenie stabilizacji rozkładu temperatury. Przy jej ustalaniu uwzględniono także proporcje powierzchni porównywanych przekrojów.

uzyskane wartości spadku temperatury wydają się być przeszacowane. Uwzględnienie zjawisk nierównowagowych poprzez wprowadzenie współczynnika odzysku temperatury (por. [2]) pozwala skorygować odpowiednie wartości z Tab. 1 do poziomu $-2,37$ K dla przekroju 2-2 oraz $-6,26$ K dla przekroju 3-3. Wyniki obliczeń numerycznych dla modeli uwzględniających turbulencję są o ok. $1,5$ K wyższe od uśrednionych wyników pomiarów. Należy jednak mocno podkreślić fakt, że porównanie takie jest mało miarodajne ze względu na: a – konieczność skorygowania wyników doświadczeń do przelotowego zakresu pracy, co spowoduje wzrost bezwzględnej wartości spadku temperatury o ok. $0,9$ K (por. [3]); b – konieczność powtórzenia obliczeń niektórych przypadków turbulentnych ze skorygowaniem ciśnieniowych warunków brzegowych. W mocy pozostają jednak wnioski dotyczące znacznego wpływu zjawisk przepływowych na kształtowanie się warunków oblodzeniowych dla analizowanego wlotu (por. [1], [3]).

4. Podsumowanie

Zarówno w przypadku analizy teoretycznej [1], badań doświadczalnych [3] jak i obecnie analizowanych wyników obliczeń numerycznych porównanie rezultatów otrzymanych dla poszczególnych przekrojów wykazało, że najbardziej narażone na oblodzenie są łopatki wlotowego wieńca kierownic pierwszego stopnia sprężarki silnika i znajdujące się przed nimi żebra oraz elementy ciała centralnego wlotu. Najważniejszym jednak rezultatem analizy numerycznej jest potwierdzenie, zarówno jakościowe jak i ilościowe, wyników poprzednich badań eksperckich. Uzyskane wyniki badań numerycznych pozwalają także na ocenę efektów niejednorodności pól parametrów przepływu w przekrojach poprzecznych.

Omawiany model numeryczny, pomimo rozszerzenia zakresu analizy na badanie rozkładów pól fizycznych, charakteryzuje się nadal znacznym uproszczeniem poprzez przyjęcie założenia przepływu jednofazowego. Wiadomym jest, różnice temperatury w takim przepływie są zbyt małe by mogły być uznane za dominujący bodziec procesu oblodzeniowego (por. [3]). Celowym wydaje się być rozszerzenie w przyszłości zakresu badań numerycznych na przepływy wielofazowe z zawiesiną wody skondensowanej. Umożliwiłoby to wykonanie dokładnych obliczeń intensywności oblodzenia, a nawet określenie form i struktury osadu lodu, a także określenie współczynnika wychwytu kropeł skondensowanej wody, poprzez określenie rzeczywistych linii prądu oraz wyznaczenie trajektorii kropeł.

Prezentowane wyniki uzyskano w ramach realizacji pracy finansowanej ze środków na naukę w latach 2006-2008 jako projekt badawczy nr 4T12D01630.

Literatura

- [1] Panas, A. J., *Analiza zmian parametrów powietrza we wlotach układu napędowego śmigłowca Mi-8 (silnik TW2-117 A, wentylator 8A-6311-00)*, Zadanie wykonane na zlecenie Komisji Badania Wypadków Lotniczych, Ekspertyza WAT, Warszawa, 2004.
- [2] Panas, A. J., *Fizyka zjawisk oblodzeniowych statków powietrznych – Rozdział II w Oblodzenie statków powietrznych*, red. Kowaleczko G., ITWL, Warszawa, 2005.
- [3] Panas, A. J., Preiskorn, M., Sypek, J., Waślicki, P., Kot, P., *Pomiary temperatury w wybranych przekrojach wlotu silnika TW 2-117 A w warunkach badań na hamowni*. Biuletyn WAT, Vol. LIII, Nr 2-3, str. 163÷181, 2004,
- [4] *Śmigłowiec Mi-8. Opis techniczny płatowca*. Lot. 2197/92, DWL, Poznań, 1983.
- [5] *Fluent 6.2 Users Guide*, Fluent Inc., Lebanon NH, January 2005.