

WSTĘPNE OBLICZENIA TERMOGAZODYNAMICZNE SILNIKÓW TURBOWENTYLATOROWYCH Z WYKORZYSTANIEM MODELI ZEROWYMIAROWYCH

MACIEJ CHOLEWIŃSKI

*Politechnika Wroclawska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Warszawa
e-mail: maciej.cholewinski@pwr.edu.pl*

W niniejszym artykule przedstawiono podstawy fizyczne oraz omówiono przykładowe możliwości wykorzystania autorskiego, zerowymiarowego kodu obliczeniowego służącego do wstępnej identyfikacji najważniejszych wielkości termogazodynamicznych i parametrów pracy dwuprzepływowych silników turboodrzutowych bez mieszalnika (tzw. turbowentylatorowych – ang. *high-bypass turbofan*) w układzie front-fan. W pierwszej części manuskryptu omówiono zaimplementowane w obrębie kodu modele przepływowe (skupiono się na przemianach ściśniętego, nielepkiego gazu doskonałego) wykorzystywane do opisu poszczególnych składowych silnika wielkości konstrukcyjno-eksploatacyjne oraz stosowane wielkości wejściowe. Na ich podstawie przedłożono czytelnikowi przykładową metodologię obliczeniową. Następnie przeprowadzono, z wykorzystaniem przedłożonego modelu obliczeniowego, zintegrowane, wielkoparametrowe analizy współczesnego silnika turbowentylatorowego o ciągu obliczeniowym 100 kN, skupiając się na wpływie takich wielkości jak stopień dwuprzepływowości, sprawność całkowita sprężarki lub wentylatora, współczynnik strat energii w kanale zewnętrznym, spręż sprężarki lub wentylatora oraz prędkość i wysokość lotu na jednostkowe zużycie paliwa oraz sprawności: cieplną i napędową. Zaproponowano satysfakcjonującą zbieżność uzyskiwanych za pośrednictwem przywołanego kodu wyników z danymi publikowanymi przez producentów oraz jego względnie wysoki potencjał aplikacyjny i rozwojowy.

1. Wstęp

Postępujący rozwój napędów lotniczych i kosmicznych, wynikający m.in. z dokonującej się transformacji proekologicznej sektora transportu oraz wzrostu znaczenia kwestii ekonomicznych w eksploatacji sprzętu lotniczego, skłania projektantów i diagnostów stosowanych w nich silników do opracowywania i stosowania wiarygodnych kodów obliczeniowych służących identyfikacji szeroko rozumianej specyfiki pracy ww. zespołów maszyn i urządzeń energetycznych. Posiadanie odpowiednich narzędzi obliczeniowych tak bowiem ogranicza ponoszone na etapie projektowania i eksploatacji koszty inwestycyjne i eksploatacyjne, jak i usprawnia procesy szkolenia oraz kształcenia kadry inżyniersko-technicznej odpowiedzialnej za rozwój i obsługę bieżącą sprzętu lotniczego, w coraz to większej liczbie poszukiwanej przez rosnący rynek lotniczy w Polsce i na świecie.

Wśród pojawiających się na rynku platform obliczeniowych dedykowanych silnikom lotniczym i kosmicznym szczególną uwagę coraz częściej poświęca się kodom zerowymiarowym [1-12]. W przeciwieństwie do narzędzi numerycznych z rodziny FEM (ang. *Finite Element Method* – metod elementów skończonych) i CFD (ang. *Computational Fluid Dynamics* – obliczeniowej mechaniki płynów) nie wymagają one bowiem posiadania rozbudowanej infrastruktury obliczeniowej, dając – w zależności od przyjętego algorytmu obliczeniowego (m.in. liczby zmiennych, na które użytkownik ma wpływ, czy też reprezentatywności wykorzystywanych w nim funkcji stanu gazów lub modeli przepływów) – satysfakcjonujące wyniki. Te ostatnie stanowią np. średnie wartości parametrów strumieni (ciśnień, temperatur, prędkości) przepływających

przez poszczególne przekroje kontrolne – leżące w obrębie najważniejszych składowych kanałów przepływowych silnika (wlotach, sprężarkach i wentylatorach, komorach spalania, turbinach, układach wylotowych) czy też wartości wielkości identyfikujących pracę samego silnika (ciągu, mocy, zużycia paliwa, sprawności – cieplnej i napędowej, strumieni masy).

Dysponując tak uzyskanymi danymi, podjąć można się m.in. wstępnej identyfikacji charakterystyk eksploatacyjnych (obrotowych, wysokościowych, prędkościowych, klimatycznych, regulacyjnych) tej grupy silników czy też realizacji zadań związanych z ich szeroko rozumianą diagnostyką parametryczną. Przysłużyć mogą się one także wszelkim obliczeniom związanym z projektowaniem i konstruowaniem samolotów, determinując np. zużycie paliwa w różnych zakresach eksploatacyjnych.

Do programów przydatnych w kontekście wspomnianych zagadnień, wprowadzonych do tej pory na rynek, zalicza się m.in. oprogramowania takie jak EngineSim (producent lub dystrybutor – NASA Glenn Research Center; w wersji przeglądarkowej – Engine Parameter Interactive), STRA (Samara National Research University), DVIgWT (Ufa State Aviation Technical University), GasTurb (J. Kurzke, MTU), GSP (Royal Netherlands Aerospace Centre) czy też Uni.TTF (A. Lyulka Experimental Design Bureau) [3]. Programy te cechuje z jednej strony przystępny interfejs oraz względnie szerokie możliwości optymalizacyjno-badawcze, z drugiej jednak – pewne ograniczenia wynikające m.in. z przyjętych uproszczeń lub też niesatysfakcjonujących użytkownika modeli obliczeniowych oraz wyraźnie ograniczone możliwości ingerencji w algorytmy obliczeniowe, uniemożliwiające np. uwzględnienie problematyki pompażu, ocenę wpływu indywidualnych charakterystyk i zakresów regulacyjnych poszczególnych maszyn kształtujących kanały przepływowe silnika, w tym wielowirnikowości, uwzględnienia zjawisk falowych we wlotach i dyszach wylotowych silników odrzutowych z uwzględnieniem specyfiki układu fal uderzeniowych czy też prowadzenia skoordynowanych, w ujęciu obliczeniowym, szacunków napędów hybrydowych, np. RBCC (ang. *Rocket-Based Combined Cycle*), TBCC (ang. *Turbine-Based Combined Cycle*), TRCC (ang. *Turbo Rocket Combined Cycle* czy też VCE (ang. *Variable Cycle Engine*).

Celem niniejszej pracy jest przedstawienie, omówienie i przykładowe wykorzystanie (w kontekście analiz ilościowych i jakościowych) zerowymiarowego, termogazodynamicznego kodu obliczeniowego dedykowanego wstępnej identyfikacji najważniejszych wielkości eksploatacyjnych turbodrzutowych silników dwuprzepływowych bez mieszalnika (zwanymi także turbowentylatorowymi czy też, z języka angielskiego, high-bypass turbofan) w układzie front-fan, a więc powszechnie obecnie stosowanej rodziny silników lotniczych. Może on posłużyć do opracowania autorskich programów do analiz wspomnianych zespołów napędowych czy też uzyskiwanych przez nie inżynierskich obliczeń w różnych warunkach lotu, parametrów eksploatacyjnych czy też realizacji różnych działań. Dzięki otwartej strukturze daje on realne możliwości ingerencji w poszczególne wielkości, posiadając dzięki temu odpowiedni potencjał rozwojowy i aplikacyjny, wykraczający poza wstępne obliczenia termogazodynamiczne.

Silniki dwuprzepływowe swoją popularność zawdzięczają przede wszystkim niższemu niż w przypadku jednostek jednoprzepływowych jednostkowemu zużyciu paliwa, uzyskiwanemu z racji znacznie wyższej sprawności napędowej (mniejszej wartości strat energii kinetycznej wyrowadzanej do otoczenia) i podobnej sprawności cieplnej (zależnej m.in. od strat tarcia w kanale zewnętrznym oraz rozwiązań konstrukcyjnych przyjętych w obrębie kanału wewnętrznego). Użytkują one także, w warunkach przelotowych typowych dla samolotów średnio- i szerokokadłubowych, wyższą sprawność ogólną od silników turbośmigłowych, podatnych w tych warunkach na wyraźny spadek sprawności śmigła. Rozwój napędów wyposażonych w dwuprzepływowe silniki turbodrzutowe bez mieszalnika postępuje nieprzerwanie od końca I połowy XX wieku, a najbliższe lata powinny ten trend podtrzymać, czego wyrazem są nowopowstające konstrukcje takie jak Pratt & Whitney PW1000G, General Electric GE9X, Rolls-Royce UltraFan czy też CFM International LEAP. Przewiduje się ponadto, iż na bazie rozwiązań opracowanych lub zastosowanych w tej grupie napędów powstać powinny w niedalekiej przyszłości także liczne kon-

strukcje klasyfikowane jako tzw. śmigłowentylatorowe (ang. *propfan*), np. silniki opracowywane przy okazji rozwoju konstrukcji CFM International RISE.

2. Kod obliczeniowy

Prezentowany kod obliczeniowy zakłada identyfikację najważniejszych parametrów eksploatacyjnych silnika w oparciu o następujące dane wejściowe: uzyskiwany w warunkach obliczeniowych ciąg silnika K , wartość opałowa spalane go paliwa Q_i , wysokość lotu (pracy silnika) H , prędkość lotu (prędkość czynnika na wejściu do silnika, tj. przed wlotem) c_H , wykładnik adiabaty czynnika (powietrza) κ_{pow} na wejściu do silnika (założyć można wartość 1,4), indywidualna stała gazowa czynnika (powietrza) R_{pow} na wejściu do silnika (założyć można wartość 287 J/(kg K), sprawność wlotu powietrza do silnika σ_{WL} (r-nie (2.13)) spręż całkowity zespołu sprężającego czynnika w kanale wewnętrznym π_{SI}^* (r-nie (2.14)), sprawność efektywna (w ujęciu parametrów całkowitych strumienia) zespołu sprężającego (wentylatora i sprężarki) w kanale wewnętrznym η_{SI}^* (r-nie (2.15)), sprawność całkowita procesów rozprężania czynnika w kanale wewnętrznym silnika η_W^* (tj. procesów, którym towarzyszy spadek ciśnienia całkowitego, czyli przepływów przez komorę spalania, turbinę i układ wylotowy η_{prri} , sprawność efektywna (w ujęciu parametrów całkowitych strumienia) wentylatora (r-nie (2.15)), temperatura całkowita strumienia spalin na wlocie z komory spalania T_{3I}^* (na wlocie do turbiny;), współczynnik wykorzystania ciepła w komorze spalania (niekiedy nazywany sprawnością komory spalania ξ_{KS} (r-nie (2.16)), sprawność kanału zewnętrznego η_{II} (r-nie (2.20)), stopień dwuprzepływowości silnika \bar{m} (r-nie (2.21)), stopień podziału pracy użytecznej obiegu β (r-nie (2.22)), skojarzony m.in. ze sprężem całkowitym wentylatora π_W^* (r-nie (2.23)), dobierany z uwzględnieniem możliwości uzyskania jego wartości optymalnej β_{opt} (r-nie (2.24)).

Poniżej zamieszcza się opis równań przepływu oraz funkcji stanu strumienia wykorzystywane w ramach omawianego kodu, schemat obliczeniowy silnika turbowentylatorowego (wraz z najważniejszymi przekrojami obliczeniowymi), specyfikę analiz termodynamicznych poszczególnych składowych silnika (wlotu, układów sprężających, komory spalania, turbiny i układu wylotowego) oraz przyjęte uproszczenia.

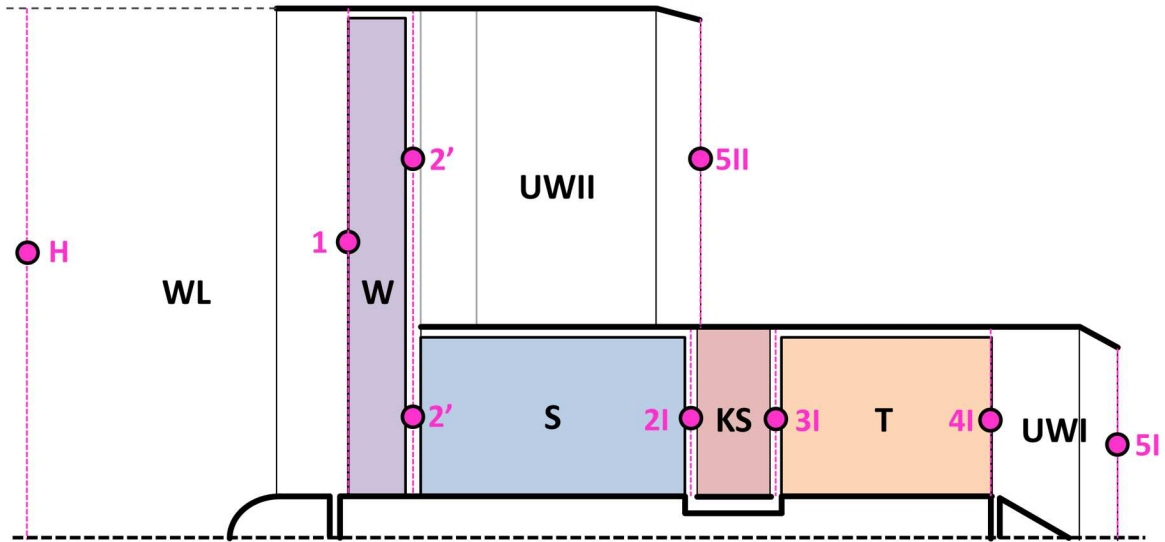
2.1. Model silnika dwuprzepływowego bez mieszalnika w układzie front-fan

Na rysunku 1 przedstawiono przyjęty w niniejszej pracy schemat obliczeniowy silnika dwuprzepływowego bez mieszalnika w układzie front-fan. Składa się on z wlotu powietrza WL (pomiędzy przekrojami H i 1), wentylatora W (1-2'), sprężarki S (2'-2I), komory spalania KS (2I-3I), turbiny T (3I-4I), układu wylotowego kanału wewnętrznego UWI (4I-5I) oraz układu wylotowego kanału zewnętrznego UWII (2'-5II). Wszystkie składowe silnika uznaje się za pozbawione przecieków lub upustów, nie uwzględnia się przy tym ewentualnej wielowirnikowości silnika (niemniej, tą mogą ujmować wielkości opisujące sprężarkę, wentylator lub turbinę).

2.2. Równania przepływu strumienia przez kanały

Zerowymiarowość kodu przywołanego w niniejszej pracy przejawia się następującymi założeniami i związaną z nimi specyfiką identyfikacji danych wejściowych i wynikowych:

- przepływy w obrębie silnika są w pełni ustalone (w pełni ukształtowane), tj. wartości poszczególnych parametrów strumienia w dowolnym przekroju nie zależą od czasu (nie uwzględnia się w nich np. pulsacji, ewentualnie dopuszcza się wyłącznie odpowiednio duże częstotliwości i małe amplitudy),



Rys. 1. Schemat obliczeniowy silnika z zaznaczeniem poszczególnych przekrojów obliczeniowych

- w każdym punkcie danego przekroju parametry strumienia posiadają jednakową, uśrednioną w ujęciu tego przekroju wartość (reprezentuje ona jej zmienność w obrębie całego przekroju),
- parametry strumienia w poszczególnych przekrojach obliczeniowych stanowią wypadkową zjawisk zachodzących w elementach poprzedzających dany przekrój, opisanych średnimi w ujęciu wielowymiarowej przemiany wielkościami ujmującymi, liczbowo, naturalną zmienność we wszystkich wymiarach.

Wszystkie strumienie przepływające przez silnik – powietrze i spaliny – traktuje się przy tym jako gaz doskonały o stałym składzie opisywany przez równanie Clapeyrona o stałym składzie

$$p = \rho RT \quad (2.1)$$

gdzie: p – ciśnienie statyczne czynnika, ρ – gęstość czynnika, R – indywidualna stała gazowa czynnika, T – bezwzględna temperatura statyczna czynnika.

Takie podejście pozwala stosować stosunkowo proste wzory opisujące zależności między parametrami gazu (ciśnieniem statycznym, temperaturą statyczną, prędkością bezwzględną) i innymi stałymi termodynamicznymi (np. wykładnikiem politropy – uśrednionym w ujęciu danej przemiany, indywidualną stałą gazową itp.) przy satysfakcjonującej reprezentacyjności uzyskiwanych wyników. W przypadku parametrów leżących blisko punktu potrójnego gazu, tj. pod wysokim ciśnieniem lub w wysokiej temperaturze, do kodu wprowadza się wartości jak dla gazu doskonałego, lecz uśrednione w ujęciu przemiany, uzyskiwane z wykorzystaniem funkcje stanu wyższego rzędu (np. gazu półdoskonałego – co jest praktykowane m.in. w kodzie EngineSim). W przypadku gazu doskonałego statyczna entalpia właściwa liczona jest ze wzoru

$$h = \frac{\kappa}{\kappa - 1} RT \quad (2.2)$$

Do wyznaczenia parametrów całkowitych (spiętrzenia) strumienia wykorzystuje się z kolei model izentropowy gazu ściśliwego nielepkiego. W efekcie, do wyznaczenia temperatury całkowitej stosuje się relację

$$T^* = T \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \text{Ma}^2 \right) = T + \frac{c^2}{2 \frac{\kappa}{\kappa - 1} R} \quad (2.3)$$

przy czym: κ – wykładnik adiabaty czynnika gazowego (powietrza, spalin) liczony jak dla gazów doskonałych, Ma – liczba Macha w danym przekroju

$$Ma = \frac{c}{a} \quad (2.4)$$

gdzie: c – prędkość czynnika gazowego w danym przekroju obliczeniowym, a – prędkość dźwięku czynnika w danym przekroju obliczeniowym liczona jako

$$a = \sqrt{\kappa RT} \quad (2.5)$$

W przypadku entalpii całkowitej obowiązuje więc wzór

$$h^* = \frac{\kappa}{\kappa - 1} RT^* \quad (2.6)$$

natomiast ciśnienia całkowitego

$$p^* = p \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (2.7)$$

Do wyznaczenia relacji wiążącej strumień masy \dot{m} , pole powierzchni przekroju A , oraz parametry strumienia ściśliwego stosuje się zależność

$$\dot{m} = A \sqrt{\frac{\kappa}{R}} Ma \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2\right)^{\frac{-\kappa - 1}{2(\kappa - 1)}} \quad (2.8)$$

W modelu wszystkie przepływy traktuje się dodatkowo jako adiabatyczne (tj. bez wymiany ciepła – straty tarcia akumulowane są w całości w podlegającym przemianom politropowej strumieniu, a wszystkie składowe silnika do idealnie zaizolowane), co oznacza, że w przypadku takich elementów jak wlot i układy wylotowe entalpia całkowita przepływającego przez nie strumienia jest stała, a w przypadku układów sprężających, komór spalania i turbin o zmianie entalpii całkowitej strumienia stanowi praca efektywna maszyny bądź wprowadzane do niej w sposób intencjonalny ciepło (bądź stanowiąca o jego powstaniu energia chemiczna).

Do wyznaczenia parametrów statycznych strumienia powietrza na wlocie do silnika, tj. ciśnienia p_H i temperatury T_H na wysokości H , stosuje się model atmosfery wzorcowej (ang. *ISA – International Standard Atmosphere*), opisany m.in. w publikacjach [13, 14]. Traktuje on o obowiązywaniu, dla wysokości $H \leq 11$ km, relacji na ciśnienie w postaci

$$p_H = p_0 \left(1 - \frac{H}{44331} \right)^{5,256} \quad (2.9)$$

przy czym: p_0 – ciśnienie na wysokości 0 km, wg modelu ISA równe 101325 Pa, natomiast na wysokości 20 km $\geq H > 11$ km

$$p = p_{11} \exp\left(\frac{11000 - \frac{H}{m}}{6340}\right) \quad (2.10)$$

gdzie p_{11} – ciśnienie na wysokości 11 km liczone wg wzoru (2.9). W przypadku temperatury, gdy $H \leq 11$ km

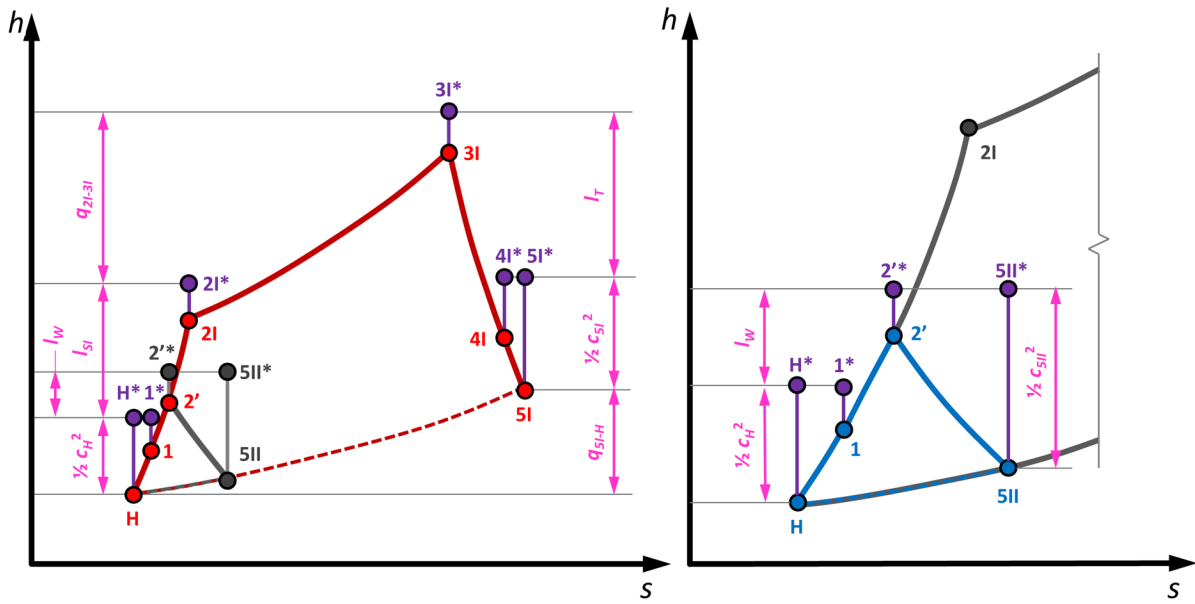
$$T_H = T_0 \left(1 - \frac{H}{44331} \right) \quad (2.11)$$

przy czym T_0 – temperatura na wysokości 0 km, wg modelu ISA równa 288,15 K, natomiast na wysokości 20 km $\geq H > 11$ km

$$T = T_{11} \quad (2.12)$$

a temperatura T_{11} na wysokości 11 km liczona jest wg wzoru (2.11). Powietrze atmosferyczne traktuje się, podobnie jak strumienie wewnątrz silnika, jako gaz doskonały, nielepki, ściśliwy.

Na rysunku 2 zaprezentowano orientacyjnie (długości poszczególnych odcinków nie odpowiadają przemianom rzeczywistym) specyfikę przemian strumieni – w funkcji entalpii właściwej h (statycznej i całkowitej) i entropii właściwej s – zachodzących w poszczególnych składowych silnika z rys. 1, identyfikowanych z wykorzystaniem omawianego kodu, tj. przyjętych funkcji stanu i modeli przepływu. Zaznaczono na nim także takie wielkości jak energia kinetyczna jednostki masy strumienia w przekroju wlotowym do silnika e_{kH} , praca efektywna wentylatora l_W , praca efektywna zespołu wentylator-sprężarka (tj. zespołu stopni między przekrojami 1 i 2I), przyrost entalpii właściwej, całkowitej, strumienia w komorze spalania q_{2I-3I} , praca efektywna turbiny l_T , energia kinetyczna jednostki masy strumienia w przekroju wylotowym z silnika: e_{k5I} w przypadku kanału wewnętrznego i e_{k5II} w przypadku kanału zewnętrznego, oraz entalpie właściwą, statyczną, strumienia wyprowadzaną z silnika do otoczenia q_{5I-H} i q_{5II-H} .



Rys. 2. Obieg rzeczywisty – w kanale wewnętrznym i zewnętrznym – modelowanego silnika w ujęciu parametrów statycznych i całkowitych oraz przepływów energii w poszczególnych jego składowych (orientacyjny)

2.3. Termodynamika procesów zachodzących w poszczególnych składowych silnika

Poniżej zamieszczono interpretację wielkości ujętych w obrębie danych wejściowych (z wykorzystaniem oznaczeń przywołanych na rys. 1) i wykorzystywanych w obrębie omawianego kodu.

Sprawność wlotu σ_{WL} definiowana jest w przywołanym modelu jako

$$\sigma_{WL} = \frac{p_1^*}{p_H^*} = \sigma_{fal} \sigma_{kan} \quad (2.13)$$

przy czym: σ_{fal} – współczynnik strat ciśnienia całkowitego strumienia na falach uderzeniowych we wlocie (dla lotów poddźwiękowych, tj. gdy $Ma_H < 1$, równy 1, dla lotów naddźwiękowych – zależny od liczby i kształtu powstających fal uderzeniowych, tak zewnętrznych, jak i wewnętrznych, tj. między przekrojem wlotowym do wlotu silnika a wylotowym z ww. składowej), σ_{kan} – współczynnik strat ciśnienia całkowitego strumienia w kanale przepływowym wlotu (występujących z tytułu zjawisk tarcia, turbulencji itp.).

Spręż zespołu sprężającego strumień w kanale wewnętrznym silnika, w układzie front-fan, determinuje z kolei zależność

$$\pi_{SI}^* = \pi_W^* \pi_S^* = \frac{p_{2I}^* p_{2I}^*}{p_1^* p_{2I}^*} \quad (2.14)$$

gdzie: π_S^* – spręż sprężarki, tj. maszyny zlokalizowanej między przekrojami 2' i 2I.

Sprawność efektywna, w ujęciu parametrów całkowitych, dowolnej i -tej maszyny sprężającej (wentylatora, sprężarki, zespołu wentylator-sprężarka), może być obliczona ze wzoru

$$\eta_i^* = \frac{\pi_i^{*\frac{\kappa_i-1}{\kappa_i}} - 1}{\pi_i^{*\frac{n_i-1}{n_i}} - 1} \quad (2.15)$$

gdzie: π_i^* – spręż i -tej maszyny, n_i – wykładnik politropy przemiany zachodzącej w i -tej maszynie (w ujęciu przemiany w parametrach całkowitych), κ_i – wykładnik adiabaty czynnika przepływającego przez i -tą maszynę (w przypadku wentylatora i sprężarki w silniku wykładnik ten jest równy κ_{pow}).

Współczynnik wykorzystania ciepła w komorze spalania, jeśli nie założony wprost, wyznacza się z relacji

$$\xi_{KS} = \frac{q_{2I-3I}}{Q_i \tau_I} \quad (2.16)$$

przy czym q_{2I-3I} jest przyrostem entalpii całkowitej strumienia w przeliczeniu na jednostkę podawanego do komory spalania powietrza (rys. 2), tj.

$$q_{2I-3I} = h_{3I}^*(1 + \tau_I) - h_{2I}^* \quad (2.17)$$

gdzie τ_I to względne zużycie paliwa w komorze spalania, równe stosunkowi strumienia masy paliwa podawanego do tego urządzenia \dot{m}_{pal} i strumienia masy dopływającego powietrza \dot{m}_I . Przy założonej wartości ξ_{KS} wzory (2.16) i (2.17) posłużyć mogą do ustalenia wartości τ_I , a więc także strumienia masy spalanego w silniku paliwa. Niezbędne do wyznaczenia wartości wykładnika adiabaty κ_{sp} i indywidualnej stałej gazowej spalin, jeśli nie zostały założone w oparciu o dane statystyczne, ustalić można np. na podstawie znajomości ich składu chemicznego i posiadanych tablic termochemicznych. W przypadku braku dostępu do ww. danych, zakładając spalanie nfty lotniczej przy typowych dla współczesnych silników turbinowych współczynnikach nadmiaru powietrza, do wyznaczenia τ_I wykorzystać można inżynierską relację

$$\tau_I = \frac{0,96}{\xi_{KS}} \left(3,1034 \frac{T_{3I}^*}{K} - 2,6897 \frac{T_{2I}^*}{K} - 380 \right) 10^{-5} \quad (2.18)$$

przy czym temperaturę całkowitą strumienia na wlocie do komory spalania T_{2I}^* , zakładając adiabatyczny charakter przepływu strumienia przez wlot, wentylator i sprężarkę silnika, ustalić można za pomocą równania

$$T_{2I}^* = T_H^* \left(1 + \frac{\pi_{SI}^{*\frac{\kappa_{pow}-1}{\kappa_{pow}}} - 1}{\eta_{SI}^*} \right) \quad (2.19)$$

Sprawność kanału zewnętrznego silnika stanowi z kolei relacja

$$\eta_{II} = \frac{\frac{1}{2} C_{5II}^2}{\frac{\beta_{ob}}{\bar{m}} + \frac{1}{2} C_H^2} \quad (2.20)$$

gdzie l_{ob} – praca użyteczna obiegu, oznaczana za pomocą wzoru (2.25).

Stopień dwuprzepływowości silnika determinowany jest jako stosunek strumieni powietrza podawanego do kanału zewnętrznego \dot{m}_{II} i do kanału wewnętrznego \dot{m}_I , czyli

$$\bar{m} = \frac{\dot{m}_{II}}{\dot{m}_I} = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_I} - 1 \quad (2.21)$$

gdzie \dot{m} – strumień powietrza podawany na wentylator.

Z kolei stopień podziału pracy obiegu silnika, utożsamiany z ilością przekazywanej do kanału zewnętrznego przez wentylator, pracy, oblicza się jako

$$\beta = \frac{l_{TII}}{l_{ob}} \quad (2.22)$$

gdzie l_{TII} – ilość energii, w przeliczeniu na jednostkę masy powietrza podawanego do silnika, przekazywana do kanału zewnętrznego $0 < l_{TII} < l_{ob}$. Co więcej, ma ona związek ze sprężem wentylatora π_W^* , a prezentuje relacja

$$\pi_W^* = \left(\frac{\beta l_{ob} \eta_W^*}{\bar{m} \frac{\kappa_{pow}}{\kappa_{pow}-1} R T_H^*} + 1 \right)^{\frac{\kappa_{pow}}{\kappa_{pow}-1}} \quad (2.23)$$

Najkorzystniejsza – tzw. optymalna, odpowiadająca maksymalnemu ciągowi jednostkowemu i minimalnemu jednostkowemu zużyciu paliwa przez silnik – wartość stopnia podziału pracy β_{opt} wyraża się zależnością

$$\beta_{opt} = \frac{\eta_{II} - \frac{c_H^2}{2l_{ob}}(1 - \eta_{II})}{\frac{1}{\bar{m}} + \eta_{II}} \quad (2.24)$$

W celu wyznaczenia wartości pracy użytecznej obiegu silnika l_{ob} opisywanej wzorem dla przypadku pełnego rozprężania spalin w kanale

$$l_{ob} = \frac{\kappa_{pow}}{\kappa_{pow}-1} R_{pow} T_H \frac{e_I - 1}{\eta_{prsI}} \left(\frac{k_I \Delta_I \eta_{prsI} \eta_{prrI}}{e_I} - 1 \right) \quad (2.25)$$

przy znanym sprężu całkowitym zespołu sprężającego czynnik w kanale wewnętrznym π_{SI}^* , zgodnie ze wzorem (2.14), i sprężu wlotu π_{WL}^* , identyfikowanym za pośrednictwem relacji

$$\pi_{WL}^* = \sigma_{WL} \left(1 + \frac{\kappa_{pow}-1}{2} \text{Ma}^2 \right)^{\frac{\kappa_{pow}}{\kappa_{pow}-1}} \quad (2.26)$$

wyznaczyć należy dodatkowo tzw. parametry obiegu silnika – stopień podgrzania powietrza sprężanego izentropowo w kanale wewnętrznym silnika e_I

$$e_I = \left(\frac{p_{2I}^*}{p_H} \right)^{\frac{\kappa_{pow}-1}{\kappa_{pow}}} = (\pi_{WL}^* \pi_{SI}^*)^{\frac{\kappa_{pow}-1}{\kappa_{pow}}} = (\pi_I^*)^{\frac{\kappa_{pow}-1}{\kappa_{pow}}} \quad (2.27)$$

gdzie π_I^* – spręż całkowity kanału wewnętrznego silnika, sprawność procesu sprężania powietrza w kanale wewnętrznym η_{prsI}

$$\eta_{prsI} = \frac{e_I - 1}{\left(\pi_{SI}^{*\frac{\kappa_{pow}-1}{\kappa_{pow}}} - 1 \right) \left(1 + \frac{\kappa_{pow}-1}{2} \text{Ma}_H^2 \right) \frac{1}{\eta_{SI}^*} + \frac{\kappa_{pow}-1}{2} \text{Ma}_H^2} \quad (2.28)$$

stopień podgrzania powietrza w silniku Δ_I

$$\Delta_I = \frac{T_{3I}^*}{T_H} \quad (2.29)$$

oraz współczynnik k uwzględniający różnicę między ciepłami właściwymi spalin i powietrza

$$k = \frac{\frac{\kappa_{spal}}{\kappa_{spal}-1} R_{spal} \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{spal}-1}{\kappa_{spal}}}\right)}{\frac{\kappa_{pow}}{\kappa_{pow}-1} R_{pow} \left(1 - \frac{1}{\frac{\kappa_{pow}-1}{\kappa_{pow}}}\right)} \quad (2.30)$$

przy czym: κ_{spal} – średni wykładnik adiabaty spalin, R_{spal} – średnia indywidualna stała gazowa spalin. Ostatnią z wielkości przy nieznajomości składu spalin, zakładając spalanie ropy lotniczej przy typowych dla współczesnych silników turbinowych współczynnikach nadmiaru powietrza, wyznaczyć można w oparciu o nomogramy lub wzory inżynierskie.

Przykładowe relacje inżynierskie – dla 5 różnych temperatur T_{3I}^* – przedstawiono we wzorach (2.31)-(2.35). I tak, gdy $T_{3I}^* = 1000$ K oraz $1 < \pi_I^* \leq 17,034$, to opisywanej wzorem dla przypadku pełnego rozprężania spalin w kanale

$$k = -\frac{4,721}{10^9} \pi_I^{*5} + \frac{1,888}{10^7} \pi_I^{*4} + \frac{3,721}{10^6} \pi_I^{*3} - \frac{2,855}{10^4} \pi_I^{*2} + \frac{4,766}{10^3} \pi_I^* + 0,998 \quad (2.31)$$

natomiast gdy $T_{3I}^* = 1000$ K oraz $\pi_I^* > 17,034$, to k liczy się ze wzoru (2.31), podstawiając $\pi_I^* = 17,034$. Gdy $T_{3I}^* = 1200$ K oraz $1 < \pi_I^* \leq 20,754$, to

$$k = \frac{9,701}{10^9} \pi_I^{*5} - \frac{9,331}{10^7} \pi_I^{*4} + \frac{3,666}{10^5} \pi_I^{*3} - \frac{7,469}{10^4} \pi_I^{*2} + \frac{7,997}{10^3} \pi_I^* + 0,996 \quad (2.32)$$

natomiast gdy $T_{3I}^* = 1200$ K oraz $\pi_I^* > 20,754$, to k liczy się ze wzoru (2.32), podstawiając $\pi_I^* = 20,754$. Gdy $T_{3I}^* = 1400$ K oraz $1 < \pi_I^* \leq 22,218$, to

$$k = \frac{1,879}{10^8} \pi_I^{*5} - \frac{1,750}{10^6} \pi_I^{*4} + \frac{6,470}{10^5} \pi_I^{*3} - \frac{1,205}{10^3} \pi_I^{*2} + \frac{1,161}{10^2} \pi_I^* + 0,993 \quad (2.33)$$

natomiast gdy $T_{3I}^* = 1400$ K oraz $\pi_I^* > 22,218$, to k liczy się ze wzoru (2.33), podstawiając $\pi_I^* = 22,218$. Gdy $T_{3I}^* = 1600$ K oraz $1 < \pi_I^* \leq 24,986$, to

$$k = \frac{1,594}{10^8} \pi_I^{*5} - \frac{1,620}{10^6} \pi_I^{*4} + \frac{6,534}{10^5} \pi_I^{*3} - \frac{1,316}{10^3} \pi_I^{*2} + \frac{1,345}{10^2} \pi_I^* + 0,991 \quad (2.34)$$

natomiast gdy $T_{3I}^* = 1600$ K oraz $\pi_I^* > 24,986$, to k liczy się ze wzoru (2.34), podstawiając $\pi_I^* = 24,986$. Gdy $T_{3I}^* = 1800$ K oraz $1 < \pi_I^* \leq 21,303$, to

$$k = \frac{3,562}{10^8} \pi_I^{*5} - \frac{3,228}{10^6} \pi_I^{*4} + \frac{1,146}{10^4} \pi_I^{*3} - \frac{2,012}{10^3} \pi_I^{*2} + \frac{1,785}{10^2} \pi_I^* + 0,987 \quad (2.35)$$

natomiast gdy $T_{3I}^* = 1800$ K oraz $\pi_I^* > 21,303$, to k liczy się ze wzoru (2.35), podstawiając $\pi_I^* = 21,303$.

Należy pamiętać, iż poprzez dobór wartości sprężu zespołu sprężającego w kanale wewnętrznym (a więc np. wybór liczby stopni sprężarki bądź wentylatora lub też charakter przepływów w ich obrębie) silnie determinuje się uzyskiwane przez silnik parametry eksploatacyjne, m.in. jednostkowe zużycie paliwa c_j oraz ciąg jednostkowy. Kreśląc funkcję $c_j(\pi_I^*)$ w dziedzinie $1 < \pi_I^* < (k\Delta_I\eta_{prsI}\eta_{prrI})$, obserwuje się w jej obrębie co najmniej jedno minimum, natomiast kreśląc funkcję $k_j(\pi_I^*)$ – co najmniej jedno maksimum. W efekcie wybór wartości sprężu przypadający na jedno z wspomnianych lokalnych ekstremów (lub wartość z jego bliskiego otoczenia) pozwala na uatrakcyjnienie silnika w ujęciu wspomnianych wielkości eksploatacyjnych.

Dysponując wartościami pracy użytecznej obiegu oraz wielkościami charakteryzującymi rozprawy tej formy energii w obrębie silnika przy zadanych sprawnościach i założeniach

eksploatacyjno-konstrukcyjnych, przystąpić można do wyznaczenia najważniejszych parametrów eksploatacyjnych. Pierwszym krokiem może być określenie pracy obiegu dostępnej w kanale wewnętrznym l_{obI}

$$l_{obI} = (1 - \beta)l_{ob} \quad (2.36)$$

oraz pracy obiegu dostępnej w kanale zewnętrznym l_{obII}

$$l_{obII} = \frac{\beta l_{ob}}{\bar{m}} \eta_{II} - \frac{c_H^2}{2} (1 - \eta_{II}) \quad (2.37)$$

Zakładając, że w obu kanałach przepływowych zachodzi pełne rozprężanie strumieni (w kanale wewnętrznym – spalin $p_{5I} = p_H$, w kanale zewnętrznym – powietrza $p_{5II} = p_H$), wiedząc, że ciąg silnika K jest sumą ciągów powstających w obu kanałach przepływowych (kolejno K_I i K_{II}), zapisać można

$$K = K_I + K_{II} = \dot{m}_I(c_{5I} - c_H) + \dot{m}_{II}(c_{5II} - c_H) = \dot{m}_I[c_{5I} - c_H + \bar{m}(c_{5II} - c_H)] \quad (2.38)$$

Co więcej, pamiętając, że w ww. warunkach

$$c_{5I} = \sqrt{2l_{obI} + c_H^2} \quad (2.39)$$

oraz

$$c_{5II} = \sqrt{2l_{obII} + c_H^2} \quad (2.40)$$

uzyskać można wartości ciągów jednostkowych k_{jI} i k_{jII} powstających w obu kanałach przepływowych (z uwzględnieniem pełnego rozprężania obu strumieni)

$$k_{jI} = \frac{K_I}{\dot{m}_I} = c_{5I} - c_H \quad (2.41)$$

oraz

$$k_{jII} = \frac{K_{II}}{\dot{m}_{II}} = c_{5II} - c_H \quad (2.42)$$

a na ich podstawie wartość ciągu jednostkowego całego silnika k_j

$$k_j = \frac{K}{\dot{m}} = \frac{k_{jI} + \bar{m}k_{jII}}{\bar{m} + 1} \quad (2.43)$$

Znając wartość ciągu jednostkowego silnika, możliwe jest wyznaczenie strumienia powietrza niezbędnego do podania na wentylator silnika (jako iloraz ciągu silnika oraz jego ciągu jednostkowego) oraz strumieni powietrza doprowadzanych do poszczególnych kanałów przepływowych silnika, wykorzystując do tego wzór (2.21).

Do wyznaczenia jednostkowego zużycia paliwa w silniku c_j zastosować można natomiast wzór

$$c_j = \frac{\dot{m}_{pal}}{K} = \frac{\tau_I}{k_j(\bar{m} + 1)} \quad (2.44)$$

Na podstawie zaprezentowanej metodologii określić można także sprawności silnika: cieplną η_c , napędową η_k oraz ogólną η_o . Sprawność cieplna, w przypadku pełnego rozprężania strumieni w obu kanałach przepływowych silnika, identyfikowana jako stosunek sumy przyrostów

energii kinetycznej strumieni w obu kanałach w czasie $\Delta\dot{E}_k$ oraz mocy wprowadzanej do komory spalania wraz z paliwem \dot{Q}_0 , wyznaczona może zostać w oparciu o relację

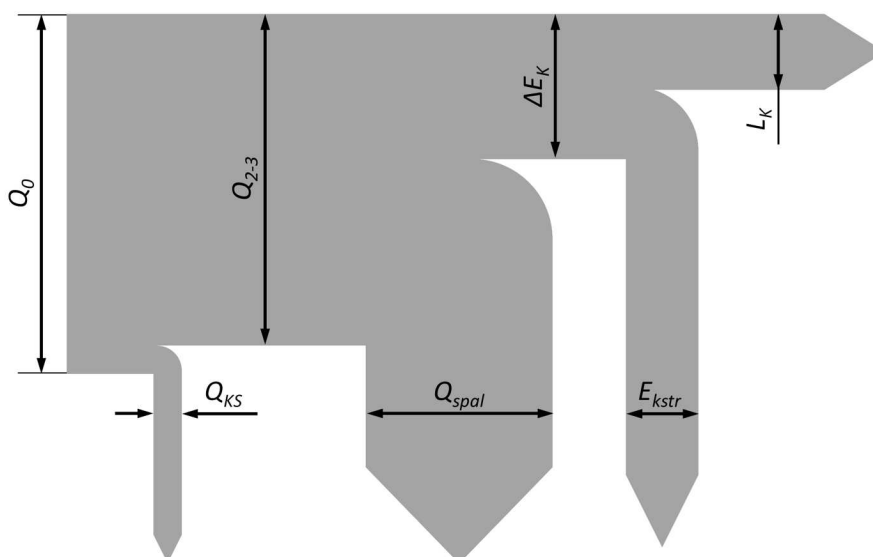
$$\eta_c = \frac{\Delta\dot{E}_k}{\dot{Q}_0} = \frac{\dot{m}_I \frac{c_{5I}^2 - c_H^2}{2} + \dot{m}_{II} \frac{c_{5II}^2 - c_H^2}{2}}{\dot{m}_{pal} \dot{Q}_i} = \frac{\frac{c_{5I}^2 - c_H^2}{2} + \bar{m} \frac{c_{5II}^2 - c_H^2}{2}}{\tau_I \dot{Q}_i} \quad (2.45)$$

z kolei sprawność napędowa, także dla pełnego rozprężania strumieni w ww. kanałach – stosunek mocy powstającego w silniku ciągu \dot{L}_k oraz sumy przyrostów energii kinetycznej strumieni w obu kanałach w czasie – bazując na zależności

$$\eta_k = \frac{\dot{L}_k}{\Delta\dot{E}_k} = \frac{\dot{m} k_j c_H}{\dot{m}_I \frac{c_{5I}^2 - c_H^2}{2} + \dot{m}_{II} \frac{c_{5II}^2 - c_H^2}{2}} = \frac{k_{jI} + \bar{m} k_{jII}}{\frac{c_{5I}^2 - c_H^2}{2} + \bar{m} \frac{c_{5II}^2 - c_H^2}{2}} c_H \quad (2.46)$$

Sprawność ogólną stanowi iloczyn sprawności: cieplnej i napędowej, tj. stosunek mocy powstającego w silniku ciągu oraz mocy wprowadzanej do komory spalania wraz z paliwem

$$\eta_o = \frac{\dot{L}_k}{\dot{Q}_0} = \eta_c \eta_k \quad (2.47)$$



Rys. 3. Wykres Sankey'a reprezentujący rozplywy energii w obrębie modelowanego silnika (dla przypadku pełnego rozprężania strumieni w obu jego kanałach przepływowych)

Przy okazji wykonanych obliczeń zidentyfikować można także pozostałe składowe bilansu energetycznego silnika, przedstawionego – z wykorzystaniem wykresu Sankeya – na rysunku 3. I tak, dla wspomnianego przypadku pełnego rozprężania obu strumieni (poza takimi składowymi jak moc powstającego w silniku ciągu, moc wprowadzanej do komory spalania wraz z paliwem oraz suma przyrostów energii kinetycznej strumieni w obu kanałach w czasie) oznaczeniu mogą podlegać także moc przejmowana od paliwa w komorze spalania \dot{Q}_{2-3} i moc tracona w komorze spalania ze względu na niecałkowite lub niezupełne spalanie \dot{Q}_{KS}

$$\dot{Q}_{2-3} = \dot{Q}_0 - \dot{Q}_{KS} = \xi_{KS} \dot{Q}_0 \quad (2.48)$$

moc cieplna unoszona ze spalinami do otoczenia (tzw. strata wylotowa) \dot{Q}_{spal}

$$\dot{Q}_{spal} = \dot{Q}_{2-3} - \Delta\dot{E}_k \quad (2.49)$$

oraz energia kinetyczna strumienia wyprowadzanego do otoczenia w czasie \dot{E}_{kstr}

$$\dot{E}_{kstr} = \Delta\dot{E}_k - \dot{L}_k \quad (2.50)$$

W przypadku niepełnego rozprężania spalin w kanale wewnętrznym silnika lub też powietrza w kanale zewnętrznym, wzory: (2.25), (2.38)-(2.42), (2.45), (2.46), (2.49) i (2.50) należałoby skorygować ze względu na fakt generacji ciągu z tytułu nie tylko przyrostu energii kinetycznej strumieni (co ma miejsce przy pełnym ich rozprężaniu), lecz także występowania różnicy ciśnień statycznych między wlotem a wylotem z każdego z ww. kanałów. W niniejszej pracy analizy przeprowadzono dla przypadku pełnego rozprężania obu strumieni, często stosowanego podczas wstępnych obliczeń termogazodynamicznych silników turboodrzutowych.

3. Przykładowa procedura obliczeniowa

Zaprezentowany kod, poza wyznaczaniem pojedynczych punktów pracy silników dwuprzepływowych bez mieszalnika, pozwala także na prowadzenie szeroko rozumianych analiz optymalizacyjno-eksploatacyjnych ustanowionej przez nie grupy napędów, związanych m.in. z wpływem wybranych wielkości determinujących pracę silnika (np. sprężu sprężarki, sprężu wentylatora, sprawności poszczególnych składowych zespołów wirnikowych) czy też parametrów lotu i stopnia obciążenia silnika (znając charakterystyki poszczególnych składowych silnika, uwzględniając m.in. kwestie ograniczania pompażu, możliwe jest zgrubne szacowanie charakterystyk: prędkościowej, wysokościowej, obrotowej).

W przypadku pojedynczego punktu obliczeniowego, celem wyznaczenia wielkości opisanych wzorami (2.43)-(2.47), sugeruje się obranie następującej procedury obliczeniowej:

1. wybór danych wejściowych (zakresu obliczeniowego),
2. wyznaczenie parametrów całkowitych strumienia powietrza na wlocie do silnika (przekrój H na rys. 1) oraz parametrów obiegu,
3. wyznaczenie pracy użytecznej obiegu oraz prac trafiających, z uwzględnieniem ewentualnych strat, do kanałów: zewnętrznego i wewnętrznego,
4. wyznaczenie ciągów jednostkowych oraz strumieni powietrza przepływających przez poszczególne kanały przepływowe,
5. wyznaczenie jednostkowego zużycia paliwa oraz sprawności cieplnej, napędowej i ogólnej silnika, opracowanie bilansu cieplnego silnika (wykonanie serii obliczeń dla kolejnych wartości β lub $\pi_{S_I}^*$ stanowi także podstawę do wyznaczenia optymalnej, tj. gwarantującej maksymalną wartość ciągu jednostkowego silnika k_j , bądź ekonomicznej, tj. zapewniającą minimalne jednostkowe zużycie paliwa c_j , wartości obu ww. wielkości).

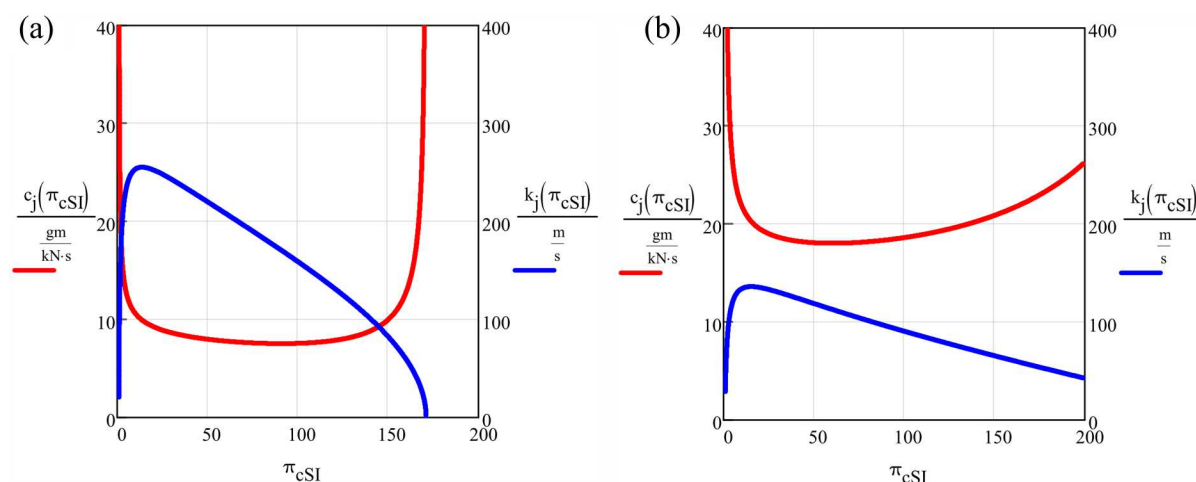
4. Przykładowe analizy optymalizacyjne z wykorzystaniem przedstawionego kodu

Poniżej przedstawiono wyniki analiz dotyczących wpływu sprężu zespołu sprężającego wentylator-sprężarka, sprawności całkowitych wentylatora i zespołu sprężającego wentylator-sprężarka (założono równość tych wielkości), sprawności kanału zewnętrznego, parametrów lotu (strumienia w przekroju H) lub stopnia dwuprzepływowości przeprowadzonych z wykorzystaniem opisanego w niniejszym artykule kodu dla silnika osiąającego ciąg 100 kN, spalającego paliwo o wartości opałowej 43,5 MJ/kg, dla którego stałe są równe w całym zakresie analiz: sprawność wlotu powietrza 0,97, temperatura całkowita spalin na komorę spalania 1600 K oraz współczynnik wykorzystania ciepła w komorze spalania 0,96, sprawność całkowita procesów rozprężania czynnika w kanale wewnętrznym silnika 0,88. Założono, że wykładnik adiabaty powietrza wynosi 1,4, natomiast jego indywidualna stała gazowa 287 J/(kg K). Do określenia wartości

współczynnika k zastosowano wzór (2.34). Założono także, we wszystkich przypadkach obliczeniowych, pełne rozprężanie obu strumieni i pracę silnika przy optymalnym stopniu podziału pracy między kanałami przepływu.

Analizy przeprowadzono w środowisku Mathcad 14.0. – w tym wykresy zaprezentowane na rysunkach 4-10.

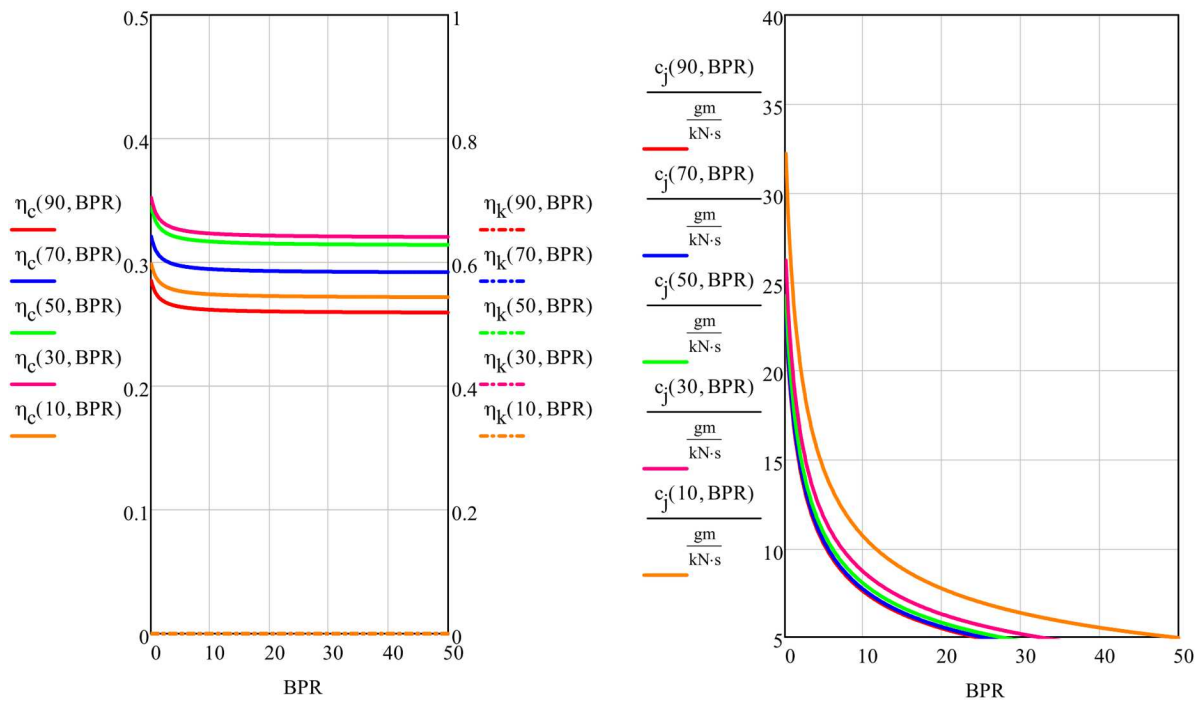
Na rysunku 4 zaobserwować można konsekwencje wyboru sprężu całkowitego układu sprężarka-wentylator, dla warunków statycznych na ziemi i przykładowych warunków przelotowych współczesnych silników turbowentylatorowych, w ujęciu jednostkowego zużycia paliwa i ciągu jednostkowego silnika. Maksimum funkcji $k_j(\pi_{cSI}^*)$ przypada tu na tzw. spręż optymalny, natomiast minimum funkcji $c_j(\pi_{cSI}^*)$ na tzw. spręż ekonomiczny. Zauważyć m.in. można, iż drugie z lokalnych ekstremów w warunkach przelotowych przypada na wartości przywoływane w dokumentacji technicznej nowopowstających silników omawianego typu, co potwierdzać może słuszność doboru wspomnianych wielkości przez projektantów. Co więcej, także wartości jednostkowego zużycia paliwa – dla obu rozpatrywanych zakresów eksploatacyjnych – odpowiadają tym rejestrowanym przez projektantów i użytkowników silników turbowentylatorowych o specyfice zbliżonej do założonych danych wejściowych, co stanowić może o pewnej praktycznej stronie omawianego kodu.



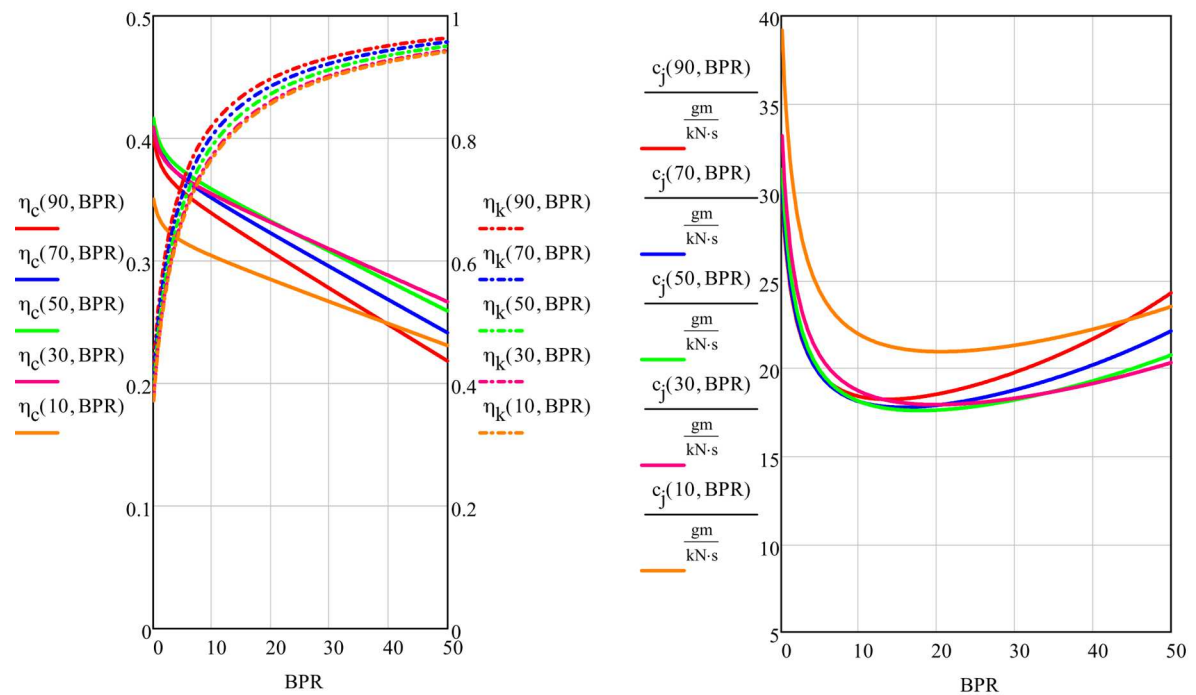
Rys. 4. Wpływ sprężu zespołu sprężającego wentylator-sprężarkę na ciąg jednostkowy i jednostkowe zużycie paliwa dla $\eta_{SI}^* = \eta_W^* = 0,85$, $\eta_{II} = 0,9$, $\bar{m} = 10$ oraz (a) warunków statycznych na ziemi, (b) warunków przelotowych ($c_H = 800$ km/h, $H = 11$ km)

Na rysunkach 5 i 6 przedstawiono spodziewany wpływ – ilościowy i liczbowy – sprężu całkowitego układu sprężarka-wentylator i stopnia dwuprzepływowości silnika (BPR) na sprawności: cieplną i napędową oraz jednostkowe zużycie paliwa w ujęciu dwóch wcześniej rozpatrywanych zakresów eksploatacyjnych. Wyniki potwierdzają atrakcyjność zwiększania stopnia dwuprzepływowości, zwracają jednak uwagę na potrzebę jednoczesnego minimalizowania strat energii odnotowywanych w kanale zewnętrznym, który nieumiejętnie zaprojektowany (w przeprowadzonych analizach założono stałość wartości η_{II} , co w bardziej rozbudowanych badaniach należałoby zastąpić precyzyjniejszą funkcją $\eta_{II}(\bar{m})$) potrafi doprowadzić do wzrostu jednostkowego zużycia paliwa (z racji nieproporcjonalnego spadku sprawności cieplnej w stosunku do wzrostu sprawności napędowej), co leży w sprzeczności z powszechnie podnoszonymi tezami o niemal bezwarunkowej idei zwiększania stopnia dwuprzepływowości, widocznej na przebiegach obowiązujących dla warunków statycznych na ziemi.

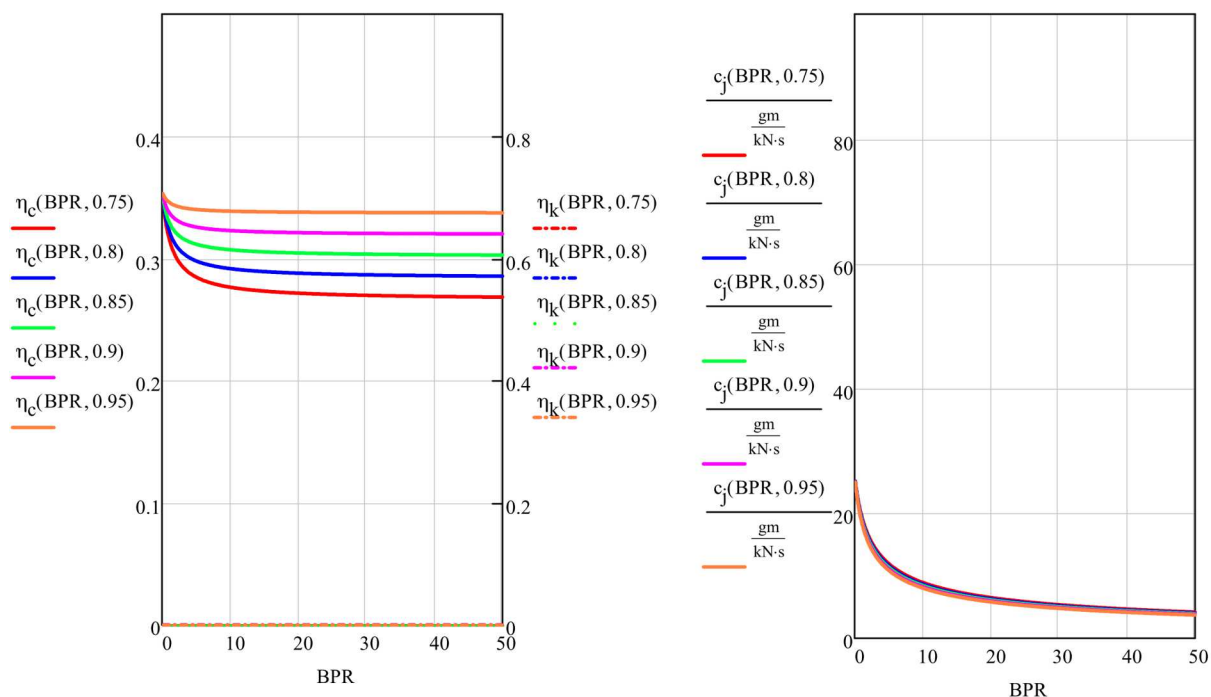
Na rysunkach 7 i 8, w kontekście obserwacji poczynionych na dwóch wcześniej omówionych wykresach, przedstawiono wyniki wpływu zmian stopnia dwuprzepływowości i sprawności kanału zewnętrznego na trzy rozpatrywane do tej pory wielkości eksploatacyjne. Zauważyć można,



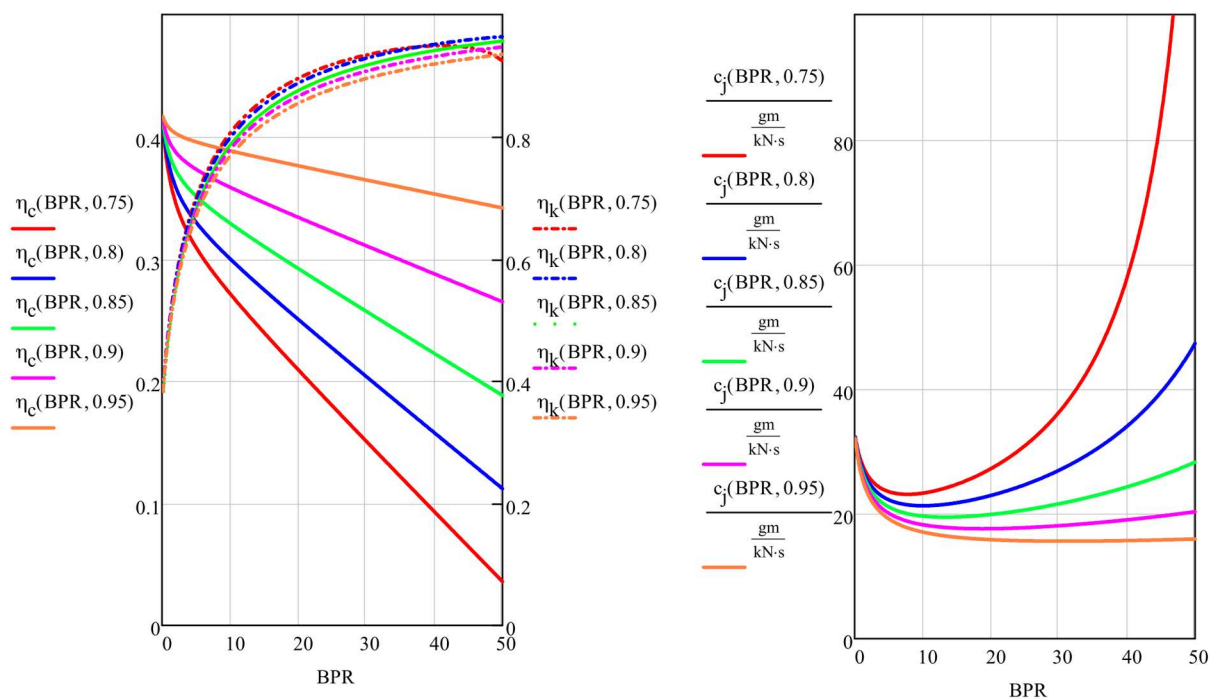
Rys. 5. Wpływ stopnia dwuprzepływowości (BPR) sprężu zespołu sprężającego wentylator-sprężarka (pierwsza liczba w nawiasie przy zmiennej) na sprawność ogólną, sprawność napędową oraz jednostkowe zużycie paliwa dla $\eta_{SI}^* = \eta_W^* = 0,85$, $\eta_{II} = 0,9$ oraz warunków statycznych na ziemi



Rys. 6. Wpływ stopnia dwuprzepływowości (BPR) oraz sprężu zespołu sprężającego wentylator-sprężarka (wartość pierwszej wielkości w nawiasie przy zmiennej) na sprawność ogólną, sprawność napędową oraz jednostkowe zużycie paliwa dla $\eta_{SI}^* = \eta_W^* = 0,85$, $\eta_{II} = 0,9$ oraz warunków przelotowych ($c_H = 800$ km/h, $H = 11$ km)



Rys. 7. Wpływ stopnia dwuprzepływowości (BPR) oraz sprawności kanału zewnętrznego (wartość drugiej wielkości w nawiasie przy zmiennej) na sprawność ogólną, sprawność napędową oraz jednostkowe zużycie paliwa dla $\eta_{SI}^* = \eta_W^* = 0,85$, $\pi_{SI}^* = 40$ oraz warunków statycznych na ziemi



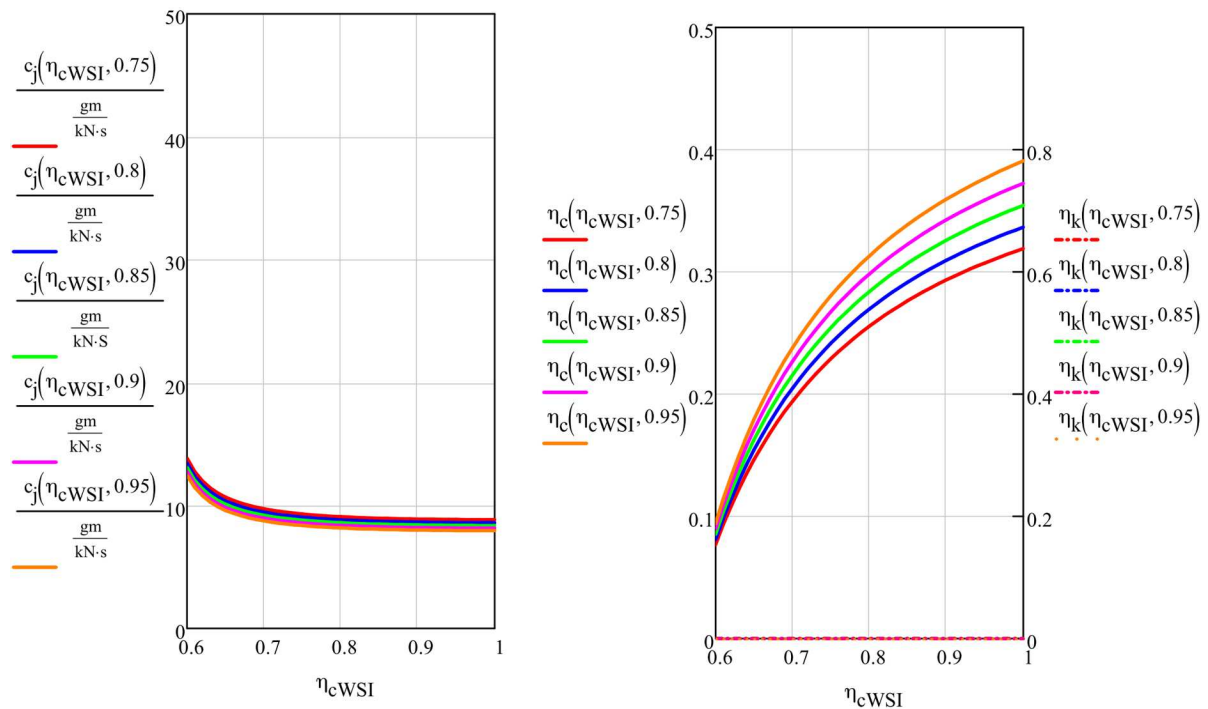
Rys. 8. Wpływ stopnia dwuprzepływowości (BPR) oraz sprawności kanału zewnętrznego (wartość drugiej wielkości w nawiasie) na sprawność ogólną, sprawność napędową oraz jednostkowe zużycie paliwa dla $\eta_{SI}^* = \eta_W^* = 0,85$, $\pi_{SI}^* = 40$ oraz warunków przelotowych ($c_H = 800$ km/h, $H = 11$ km)

ponownie, niską przydatność analiz proekologicznych prowadzonych w warunkach statycznych w ujęciu zakresu przelotowego. Uwidacznia się ponadto celowość minimalizacji poziomu strat energii (z tytułu turbulencji strumienia za wentylatorem, ograniczanych m.in. poprzez stosowanie dodatkowych kierownic strumienia czy też sprawności dyszy wylotowej – np. w przypadku stosowania tzw. szewronów).

Uzyskane wyniki stanowią, co sugerują uzyskane przebiegi, także podstawę do podjęcia się analiz kolejnej grupy silników – silników śmigłowentylatorowych. Silniki te, zasadniczo będące silnikami dwuprzepływowymi bez mieszalnika pozbawionymi osłony kanału zewnętrznego, uzyskujące wysokie stopnie dwuprzepływowości (powyżej 20-30) i wysokie sprawności całkowite wentylatora (także przy przepływach transonicznych), poprawnie zaprojektowane cechować ma około 30% spadek jednostkowego zużycia paliwa w stosunku do współcześnie stosowanych silników turbowentylatorowych. Tezę tą, w warunkach przelotowych, potwierdzają wykreślone przebiegi funkcji c_j .

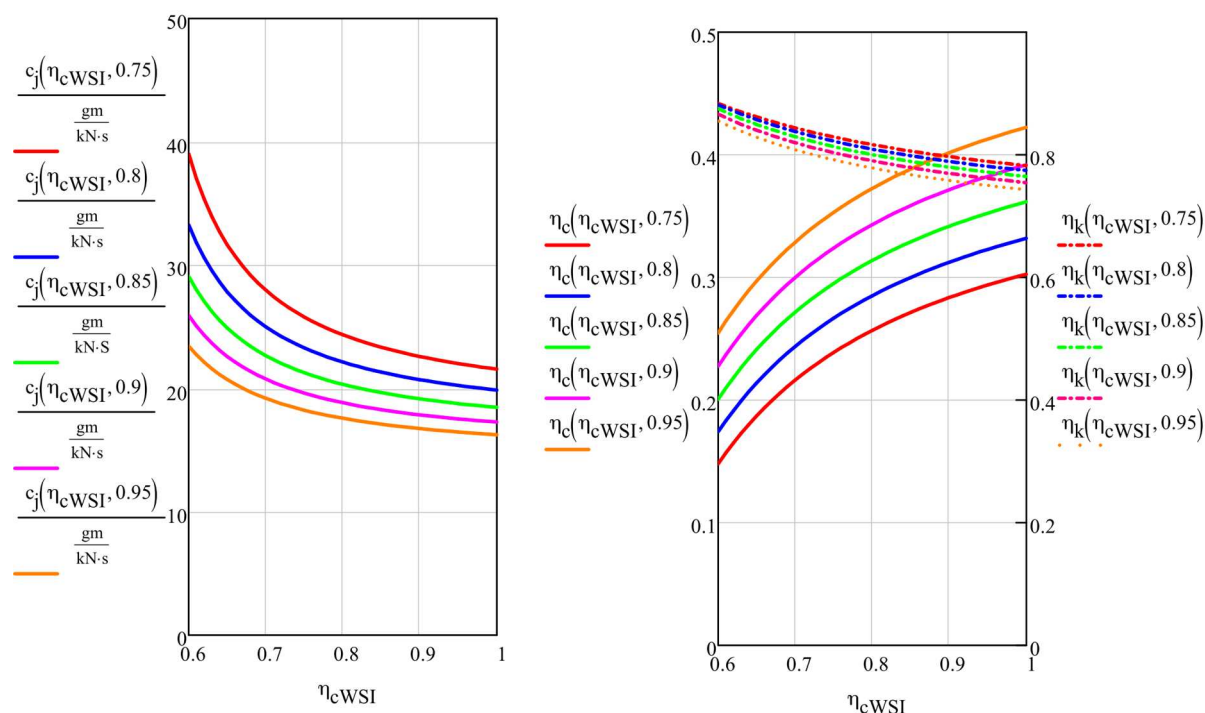
Poczynione analizy skłaniają także do podejmowania się badań silników i wstępnego ich projektowania, w szczególności w kontekście proekologiczności transportu lotniczego, w warunkach przelotowych.

Na rysunkach 9 i 10 zobrazowano wyniki analiz wpływu sprawności całkowitej zespołów sprężających (tak układu wentylator-sprężarka, jak i samego wentylatora – równych sobie w myśl przyjętych założeń) i sprawności kanału zewnętrznego na sprawności: cieplną i napędową oraz jednostkowe zużycie paliwa, potwierdzając słuszność optymalizacji tych wielkości jako podstawa podnoszenia sprawności cieplnej i , pomimo negatywnego wpływu na sprawność napędową, dalszego obniżania jednostkowego zużycia paliwa.



Rys. 9. Wpływ sprawności kanału zewnętrznego (wartość drugiej wielkości w nawiasie) oraz sprawności całkowitej wentylatora i zespołu sprężającego w kanale wewnętrznym η_{cWSI} na sprawność ogólną, sprawność napędową oraz jednostkowe zużycie paliwa dla $\pi_{SI}^* = 40$, $\bar{m} = 10$ oraz warunków statycznych na ziemi

Przeprowadzone rozważania sugerują zintegrowany charakter wprowadzanych zmian w obrębie silników turbośmigłowych poprzedzony analizą czułości – nie tylko jakościowej, ale także



Rys. 10. Wpływ sprawności kanału zewnętrznego (wartość drugiej wielkości w nawiasie przy zmiennej) oraz sprawności całkowitej wentylatora i zespołu sprężającego w kanale wewnętrznym η_{cWSI} na sprawność ogólną, sprawność napędową oraz jednostkowe zużycie paliwa dla $\pi_{SI}^* = 40$, $\bar{m} = 10$ oraz warunków przelotowych ($c_H = 800 \text{ km/h}$, $H = 11 \text{ km}$)

ilościowej – wpływu poszczególnych wielkości na optymalizowane wielkości, w czym przydatny może być zaprezentowany kod obliczeniowy.

5. Podsumowanie

Przedstawiony w niniejszym artykule zerowymiarowy model obliczeniowy, dedykowany istniejącym i przyszłym silnikom turbowentylatorowym, wydaje się być przydatny podczas prowadzenia szeroko rozumianych analiz wstępnych wokół wspomnianej grupy lotniczych jednostek napędowych. Zbieżność z istniejącymi konstrukcjami przykładowo uzyskanych z jego pomocą wartości takich wielkości jak sprawność napędowa, sprawność cieplna czy jednostkowe zużycie paliwa sugeruje jego aplikacyjny charakter w ujęciu potrzeb współczesnego rynku sprzętu lotniczego.

Co więcej, jego otwarta struktura, często niepraktykowana w komercyjnie wydawanym oprogramowaniu, daje realne możliwości ingerencji, w zależności od potrzeb, w specyfikę prowadzonych obliczeń. Skłania to do rozwoju kodu lub nadania mu charakteru analityczno-empirycznego, stanowiącego o podniesieniu jego wiarygodności w stosunku do badań silników prowadzonych na hamowniach.

Do zagadnień, które swoim kodem objąć powinien w najbliższym czasie zaprezentowany w pracy model obliczeniowy, zaliczyć można m.in.:

- zróżnicowanie parametrów konstrukcyjno-eksploatacyjnych poszczególnych stopni maszyn lub zespołów wirnikowych (turbiny i sprężarki wysokiego i niskiego ciśnienia), w tym m.in. różnych sprawności i sprężów bądź stosunków ciśnień poszczególnych składowych, obecności w ich obrębie upustów powietrza oraz rzeczywistych charakterystyk eksploatacyjnych (w tym w funkcji prędkości obrotowej ich wałów),

- przypadki niepełnego rozprężania strumieni w dyszach wylotowych, wymagające rozszerzenia kodu o obliczenia parametrów strumieni przed dyszami wylotowymi,
- wpływ technik przeciwpompażowych na specyfikę pracy silnika,
- wprowadzenie tablic termochemicznych dla gazów stanowiących przepływające przez silnik strumienie.

Bibliografia

1. M. POGGIALI, A. GAMANNOSSI, L. LANGONE, A. AMERINI, Civil aero-engine performance prediction using a low-order code and uncertainty quantification estimation, *AIP Conf. Proc.* **2191**, 020130, 2019, <https://doi.org/10.1063/1.5138863>
2. A. GAMANNOSSI, D. ADOLFO, M. POGGIALI, C. CARCASI, Development of a simple tool able to study flight cycles gas turbine performance and emissions, *Energy Procedia*, **148**, 304-311, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.egypro.2018.08.082>
3. V.S. KUZ'MICHEV, YA.A. OSTAPYUK, A.Y. TKACHENKO, I.N. KRUPENICH, E.P. FILINOV, Comparative analysis of the computer-aided systems of gas turbine engine designing, *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, **6**, 1, 28-35, 2017 <https://doi.org/10.18178/ijmerr.6.1.28-35>
4. R.W. KOENIG, L.H. FISBBUCH, *GENENG: A program for calculating for turbojet and turbofan engines*, NASA Technical Note, 19720011133, 1972
5. M. RAZMJOOEI, F. OMMI, Z. SABOOHI, Experimental analysis and modeling of gas turbine engine performance: Design point and off-design insights through system of equations solutions, *Results in Engineering*, **23**, 102495, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2024.102495>
6. E. REHAYEM, A. DE KERAUTEM, A. DULBECCO, O. COLLIN, F. LE BERR, Towards a novel 0D gas turbine combustor modeling: bridging the gap between dimensional and engine performance approaches, *7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS)*, <https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-249>
7. P. ZIÓŁKOWSKI, R. PIOTROWSKI, J. BADUR, Accuracy problem of modeling in a gas turbine cycle with heat regeneration according to Szewalski's idea, *Transactions of the IFFM*, **129**, 77-109, 2015
8. M. CHOLEWIŃSKI, Analiza wpływu stopnia dwuprzepływowości na wybrane parametry eksploatacyjne silników turbowentylatorowych, *XV Konferencja „Młodzi w Energetyce”*, Publikacje konferencyjne, 21-26, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, 2023, <https://doi.org/10.37190/KME2023>
9. R. FRISO, A. SUMAN, N. ZANINI, M. PINELLI, An innovative prediction strategy for the compressor fouling effects during an airline mission, *Proceedings of Global Power and Propulsion Society*, 2022, <https://doi.org/10.33737/gpps22-tc-85>
10. Q. CHEN, J. HUANG, M. PAN, F. LU, A novel real-time mechanism modeling approach for turbofan engine, *Energies*, **12**, 19, 3791, 2019, <https://doi.org/10.3390/en1219379>
11. G.R. VARATHARAJULU PURGUNAN, P. STATHOPOULOS, Performance and exergy analysis of TurboJet and TurboFan configurations with rotating detonation combustor, *International Journal of Thermofluids*, **23**, 100739, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.ijft.2024.100739>
12. F.H. AL-AMARI, M.A. KAEHER, S.B. ALKHODARI, Mathematical modelling and performance evaluation of the CM14 turbojet engine, *Journal of Engineering Research*, **34**, 2022
13. International Organization for Standardization, *Standard Atmosphere*, ISO 2533:1975, 1975

14. M. CAVCAR, *The International Standard Atmosphere (ISA)*, Anadolu University, Turkey, <http://fisicaatmo.at.fcen.uba.ar/practicass/ISAweb.pdf> (data pobrania: 12.07.2024).

Preliminary thermo-gas-dynamic calculations of turbofan engines using zero-dimensional models

This article presents the physical basis and discusses possibilities of using the author's zero-dimensional computational code for the preliminary assessment of selected thermos-gas-dynamic and operating parameters of the so-called high-bypass turbofan in the front-fan layout. The first part of the manuscript highlights the flow models implemented within the code (focusing on phenomena of a compressible, inviscid ideal gas), the design and operational parameters applied to describe respective engine components, and the input dimensions used. On their basis, an exemplary calculation methodology was suggested to the reader. Then, using the submitted computational model, integrated large-parameter analyses of a modern turbofan engine with a design thrust of 100 kN were conducted, focusing on the influence of such quantities as the by-pass ratio, total efficiency of the compressor or fan, energy loss coefficient in the external channel, compressor or fan pressure ratio and both flight speed and altitude on the specific fuel consumption and thermal and propulsive efficiencies. A satisfactory convergence of the results obtained using the cited code with the data published by manufacturers as well as its relatively high application and development potential was highlighted.