

Michał CZARNECKI

OGRANICZENIA W PROJEKTOWANIU MIKROTURBINOWYCH SILNIKÓW ŚMIGŁOWYCH I ŚMIGŁOWCOWYCH

Streszczenie

Prezentowany artykuł porusza kwestię identyfikacji parametrów konstrukcyjnych i termogazodynamicznych w dla mikroturbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych. Obiektem badań jest mikroturbinowy silnik w układzie konstrukcyjnym z jednostopniową sprężarką odśrodkową i jednostopniową osiową turbiną sprężarki oraz jednostopniową turbiną napędową (1R-1T-1T). Cechą charakterystyczną układu uproszczonego jest zastosowanie gotowych wirników pochodzących z kompletów remontowych turbosprężarek samochodowych. Na podstawie danych z katalogu turbosprężarek firm BorgWarner oraz Garret zidentyfikowano parametry konstrukcyjne wirników odśrodkowych sprężarek w skali mikro. Zgromadzone dane wprowadzono do zbudowanego modelu termogazodynamicznego turbinowego silnika śmigłowego/śmigłowcowego. Jako zmienne decyzyjne przyjęto masowe natężenie przepływu 0,1-0,5 kg/s, oraz temperaturę spalin przed turbiną 800÷1200 K. Obliczono rozpręż stopnia turbiny jaki wymagany do utrzymania zespołu w równowadze mechanicznej i termogazodynamicznej. Dla układu o jednym stopniu turbiny przyjęto rozpręż graniczny = 1,92 jako ograniczenie o charakterze jawnym. Obliczono pozostałe parametry charakteryzujące zespół turbiny napędowej przy założeniu że prędkość obrotową wirnika turbiny napędowej zredukowano do poziomu 6000 obr/min. Uzyskane wyniki pozwalają na szybką identyfikację parametrów konstrukcyjnych na etapie wstępnym projektowania silnika (uniknięcie błędu grubego). Umożliwiają przejście do kolejnych etapów projektowania komory spalania i turbiny z pominięciem budowy modelu termogazodynamicznego.

WSTĘP

Mikroturbinowe silniki lotnicze swoją popularność zawdzięczają konstrukcjom inż. Kurta Schrecklinga (FD3-64, KJ-66)[3,6]. Analogicznie jak w przypadku turbinowych silników lotniczych następnym etapem ewolucji silnika odrzutowego jest silnik śmigłowy/śmigłowcowy. W przypadku silników turbinowych istnieje wiele konstrukcji wywodzących się z silnika KJ-66 który należy uznać za wzorzec dla współczesnych konstrukcji. Zakres masowego natężenia przepływu charakteryzującą konstrukcję odrzutowe wynosi $m_{pow} = 0,1 \div 2,2$ kg/s dla dostępnych rozwiązań komercyjnych. Rynek silników śmigłowych i śmigłowcowych ograniczony jest do dwóch konstrukcji – Wren 44i Turbo Prop / Helicopter o masowym natężeniu przepływu 0,13 kg/s oraz Jetcat Turbo Prop SPT-5 o masowym natężeniu 0,16 kg/s (rys. 1). Moce generowane przez zespół turbiny napędowej dla zakresu startowego pracy wynoszą 5 kW oraz 8 kW. Zastosowanie śmigła do wytwarzania siły ciągu pozwala na zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o około 40% przy wytworzeniu analogicznej siły ciągu jak dla mikrosilnika odrzutowego.



Rys. 1. Mikroturbinowy silnik śmigłowy/śmigłowcowy Jetcat SPT-5

1. MODEL OBLICZENIOWY

Identyfikacja ograniczeń projektowych wymaga zbudowania termogazodynamicznego modelu matematycznego dla mikrosilnika. Cechą wspólną mikroturbinowych oraz turbinowych silników śmigłowych/śmigłowcowych jest zasada pracy którą ilustruje wspólny termogazodynamiczny obieg porównawczy. Miniaturyzacja konstrukcji pozwala przypuszczać że znaczne zwężenie kanałów przepływowych w mikrosilniku zmieni proporcję pomiędzy siłami tarcia a siłami bezwładności. W związku z tym w procesie modelowania matematycznego stosowanie korelacji charakterystycznych dla turbinowych silników przepływowych należy ograniczyć do niezbędnego minimum. W świetle powyższych rozważań dopuszczalne jest stosowanie w ograniczonym zakresie algorytmów obliczeniowych opisujących procesy termogazodynamiczne turbinowych silników śmigłowych śmigłowcowych[4,5]. Należy jednoznacznie odrzucić algorytmy które korzystają z podobieństwa geometrycznego.

Modele numeryczny zbudowano z przeznaczeniem do wstępnych analiz projektowych (pominięto indywidualnie (nieznanych) oraz drugorzędne cechy użytkowe).

Model matematyczny opracowano przyjmując następujące założenia upraszczające:

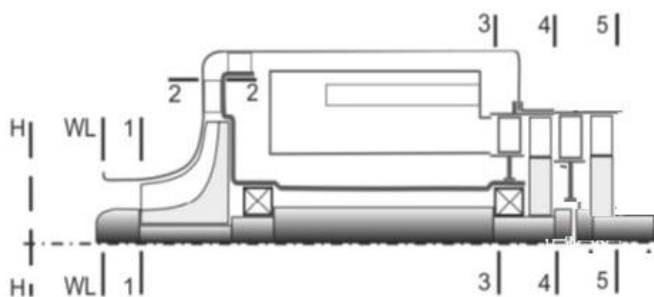
1. Przyjęto jednowymiarowy model obliczeniowy gdzie parametry czynnika roboczego opisano poprzez uśrednione wartości parametrów termogazodynamicznych,
2. Pominięto niestacjonarność procesów oraz akumulację i dyssypację energii we współpracujących ze sobą zespołach silnika,
3. Odstępstwa procesów rzeczywistych od procesów porównawczych skorygowano wprowadzając współczynniki strat (np. współczynnik strat ciśnienia całkowitego),

4. Pominięto wymianę ciepła między czynnikiem roboczym, a elementami konstrukcji silnika,
5. Model czynnika roboczego przyjęto jako gaz doskonały.

Przyjęto następujące założenia upraszczające w zakresie modelowania fizycznego obiektu :

1. Obniżono sprawności zespołów napędowych wynikających z miniaturyzacji konstrukcji,
2. Założono że graniczny rozpręż czynnika dla turbiny sprężarki $\pi_{TS} < 1,92$ – co stanowi ograniczenie o charakterze jawnym,
3. Założono że linia współpracy zespołu turbina-sprężarka będzie przebiegać przy zachowaniu maksymalnej sprawności sprężarki,
4. Założono że rozpręż dla zespołu turbiny napędowej będzie odbywał się do ciśnienia otoczenia,
5. Przyjęto że prędkość obrotową wału turbiny napędowej należy ograniczyć do wartości 6000 obr/min.

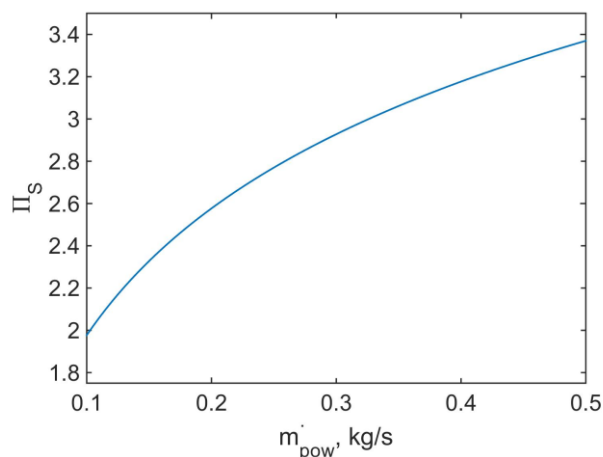
Model fizyczny turbinowego mikrosilnika przepływowego odpowiada rzeczywistej konstrukcji przedstawionej na rys. 2.



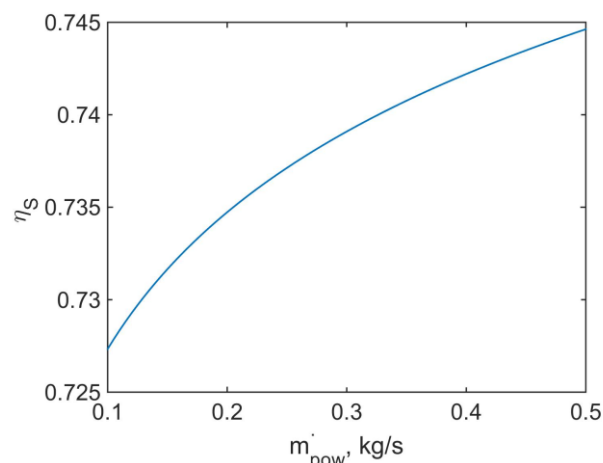
Rys. 2. Schemat konstrukcyjny turbinowego mikrosilnika śmigłowego/śmigłowcowego z zaznaczonymi charakterystycznymi przekrojami kontrolnymi. Przedstawione przekroje kontrolne odpowiadają następującym zespołom konstrukcyjnym mikrosilnika : WL-1 – wlot , 1-2 – sprężarka, 2-3 –komora spalania, 3-4 turbina sprężarki, 4-5 turbina napędowa

1.1. Modelowanie zespołu sprężarki

W konstrukcjach pionierskich mikrosilników stosowano konstrukcje o uproszczonej geometrii [1]. Konstrukcje kompozytowe wyparty gotowe wirniki odśrodkowe sprężarek turbosprężarek samochodowych. Aktualnie dostępne wirniki stopnia odśrodkowych pozwalają na uzyskanie prędkości obrotowych rzędu 220000 obr/min. Zaletą komponentów motoryzacyjnych jest ich masowa produkcja oraz wysoka jakość wykonania. Dodatkowym atutem są powszechnie dostępne charakterystyki sprężarek będące cennym źródłem informacji w procesie konstruowania . Na podstawie typoszeru wirników produkowanych przez firmy Garret oraz Borg-Warner zidentyfikowano podstawowe parametry konstrukcyjne dla wirników klasy mikro spręż wirnika odśrodkowego Π_s (rys.3), sprawność izentropową dla procesu sprężania η_s (rys.4)[7,8].

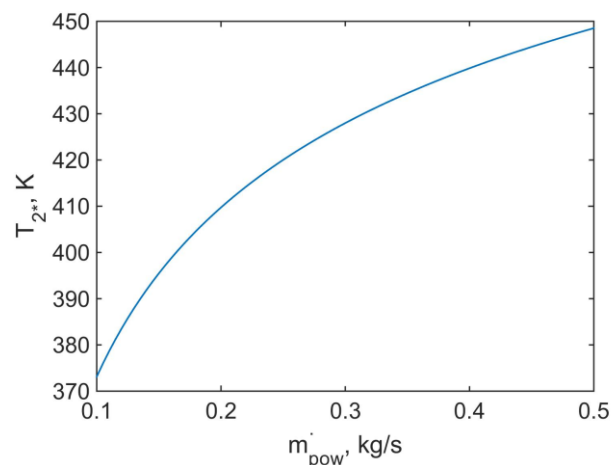


Rys. 3. Spręż stopnia odśrodkowego sprężarki Π_s w funkcji masowego natężenia przepływu m'_{pow}



Rys. 4. Sprawność izentropowa stopnia odśrodkowego sprężarki η_s w funkcji masowego natężenia przepływu m'_{pow}

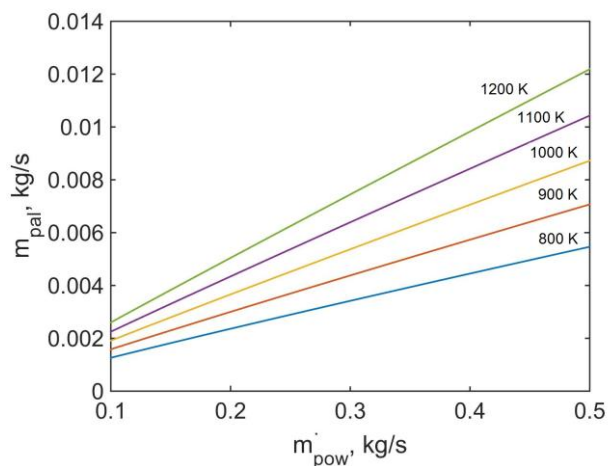
Uwzględniając pozyskane dane obliczono temperaturę końca procesu sprężania T_{2^*} (rys.5).



Rys. 5. Temperatura końca procesu sprężania T_{2^*} w funkcji masowego natężenia przepływu m'_{pow}

1.2. Modelowanie zespołu komory spalania

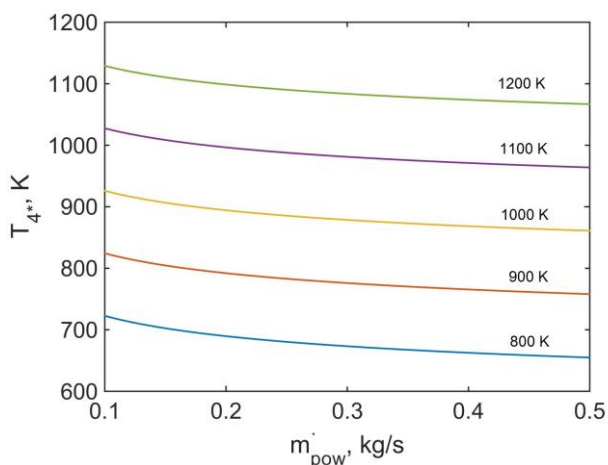
Mikroturbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe wyposażone są w pierścieniową komorę spalania zasilaną przez system parownic które wstępnie tworzą mieszkankę paliwowo powietrzną. W modelowaniu procesu spalania dla zakresu obliczeniowego należy przyjąć współczynnik wydzielania ciepła dla komory spalania $\zeta_{KS}=0,95$. Modelowanie procesu spalania przeprowadzono dla temperatur procesu spalania $T_{3^*}=800\div 1200$ K, na tej podstawie oszacowano jednostkowe zużycie paliwa w zależności od temperatury procesu spalania.



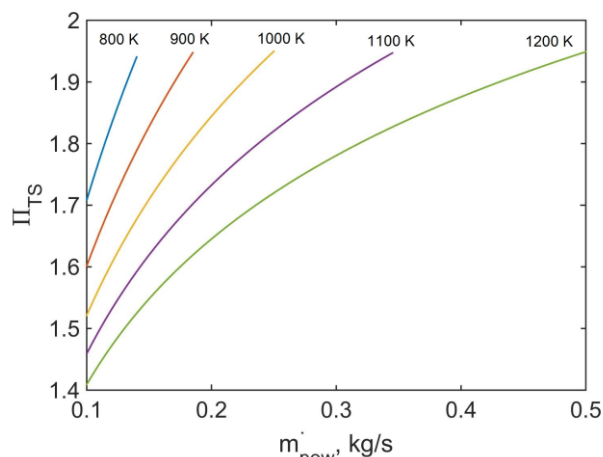
Rys. 6. Zapotrzebowanie na paliwo m_{pal} w funkcji masowego natężenia przepływu m_{pow}

1.3. Modelowanie zespołu turbiny sprężarki

Identyfikację parametrów pracy zespołu turbiny przeprowadzono z uwzględnieniem równowagi termogazodynamicznej i mechanicznej dla zespołu wytwornicy spalin (turbiny i sprężarki). Na tej podstawie obliczono temperaturę końca procesu rozprężania T_{4^*} (rys.7). Uwzględniając spadek temperatury w stopniu mikroturbiny T_{3^*}/T_{4^*} osiowej wyznaczono rozpręż stopnia zespołu turbiny sprężarki Π_{TS} (rys.8). Sprawność procesu rozprężania dla zespołu turbiny sprężarki przyjęto $\eta_{TS}=0,75$. Do algorytmu obliczeniowego wprowadzono ograniczenie stopnia złożoności zespołu wirnikowego (1R-1T).



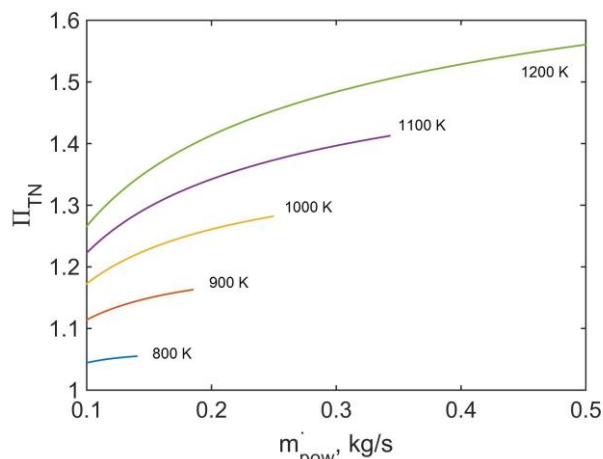
Rys. 7. Temperatura końca procesu rozprężania T_{4^*} w funkcji masowego natężenia przepływu m_{pow}



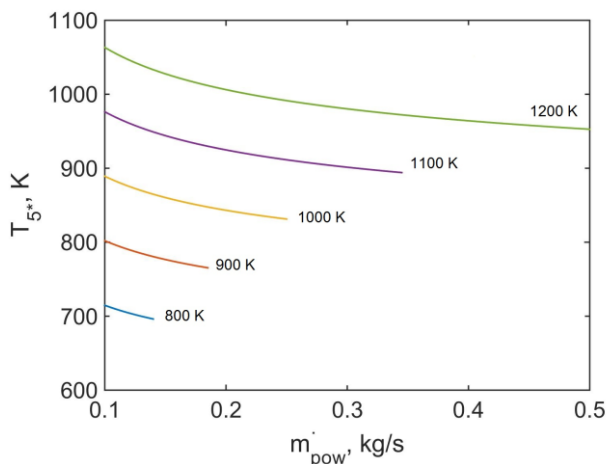
Rys. 8. Rozpręż stopnia turbiny sprężarki Π_{TS} w funkcji masowego natężenia przepływu m_{pow}

1.4. Modelowanie zespołu turbiny napędowej

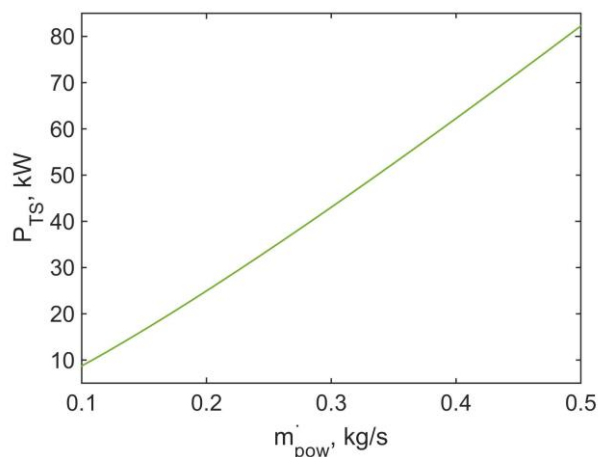
Modelowanie zespołu turbiny napędowej przeprowadzono dla sprawności procesu rozprężania $\eta_{TN}=0,76$. Zwiększenie sprawności procesu rozprężania uzasadniono zwiększoną wysokością pióra łopatki niższą prędkością wirowania zespołu turbiny napędowej [2]. Rozpręż zespołu turbiny obliczono dla warunków rozprężu zupełnego Π_{TN} (rys.9). Dla znanej wartości rozprężu zespołu turbiny napędowej wyznaczono temperaturę spalin w rużu wylotowej silnika T_{5^*} (rys.10). W zakresie modelowania zespołu turbiny napędowej należy uwzględnić sprawność zespołu reduktora planetarnego (rys.11). Na podstawie publikacji oszacowano sprawność mechaniczną reduktora planetarnego w funkcji masowego natężenia przepływowego. Pozwoli ona na obliczenie efektywnej mocy dostępnej do napędu statku powietrznego.



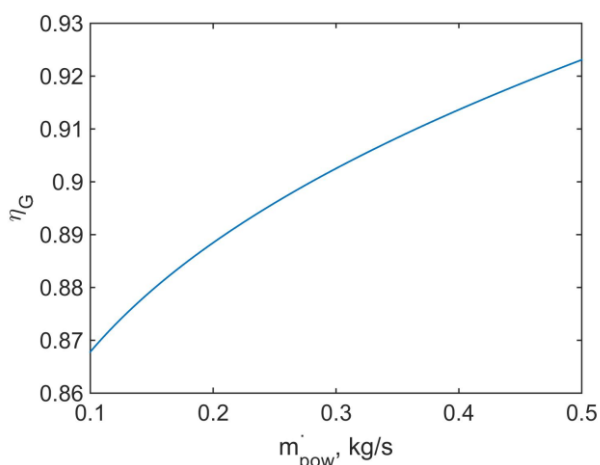
Rys. 9. Rozpręż stopnia turbiny sprężarki Π_{TN} w funkcji masowego natężenia przepływu m_{pow}



Rys. 10. Temperatura spalin w rurze wylotowej silnika T_{5^*} w funkcji masowego natężenia przepływu m_{pow}

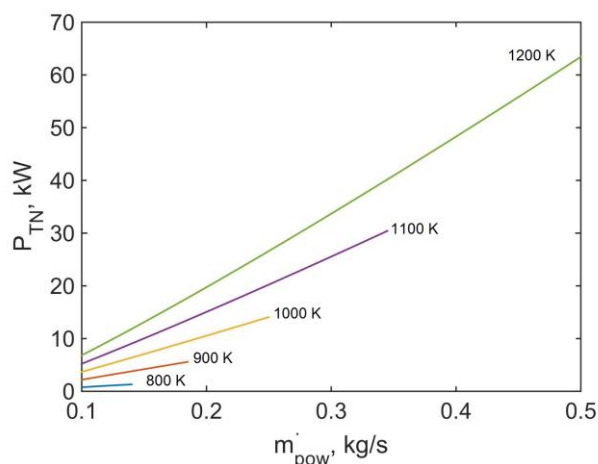


Rys. 13. Moc mechaniczna generowana przez zespół turbiny sprężarki P_{Ts} w funkcji masowego natężenia przepływu m_{pow}



Rys. 11. Sprawność reduktora planetarnego zespołu turbiny napędowej η_G w funkcji masowego natężenia przepływu m_{pow}

Znając parametry zewnętrzne można zidentyfikować temperaturę spalin przed turbiną T_{3^*} (rys.14).

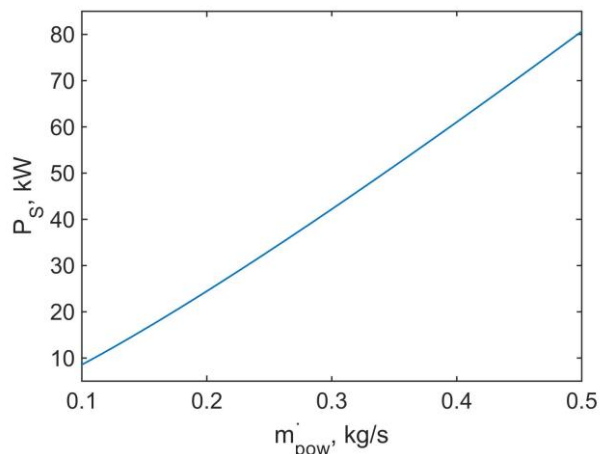


Rys. 14. Moc mechaniczna generowana przez zespół turbiny sprężarki P_{TN} w funkcji masowego natężenia przepływu m_{pow}

2. WERYFIKACJA MODELU OBLICZENIOWEGO

Podstawowym kryterium na podstawie którego weryfikuje się modele termogazodynamiczne silników turbinowych jest zachowanie mocy zespołu w zespole turbiny sprężarki. Porównując zapotrzebowanie na moc mechaniczną P_s z mocą generowaną przez turbinę sprężarki PT model obliczeniowy należy uznać za spójny (rys.13,14).

Model obliczeniowy mikroturbinowego silnika śmigłowego pozwolił na zidentyfikowanie następujących parametrów:



Rys. 12. Zapotrzebowanie na moc mechaniczną dla zespołu sprężarki P_s w funkcji masowego natężenia przepływu m_{pow}

- obliczeniowa moc akumulowana w zespole sprężarki dla silnika SPT5 wynosi 17.81 kW,
- obliczeniowa moc generowana przez zespół turbiny napędowej sprężarki wynosi 18.17 kW,
- obliczeniowa moc generowana przez zespół turbiny napędowej wynosi 7.88 kW (8 kW)*,
- obliczeniowa temperatura spalin przed turbiną 1000 K,
- obliczeniowa temperatura spalin w rurze wylotowej 865 K (673-963)*,
- spręż stopnia odśrodkowego sprężarki 2.38,
- maksymalna prędkość zespołu wirnikowego gasgeneratora 161000 obr/min (165000-175000)*
- rozpręż zespołu turbiny sprężarki 1.73,
- rozpręż zespołu turbiny napędowej 1.23,
- minutowe zużycie paliwa 0.181 kg/min (0,198)*

*-dane uzyskane od producenta silnika

PODSUMOWANIE

Prezentowany model obliczeniowy pozwala na szybką identyfikację parametrów konstrukcyjnych dla projektowanego mikrosilnika śmigłowego/śmigłowcowego. Umożliwia przystąpienie do obliczeń szczegółowych z pominięciem podstawowego modelu termogazodynamicznego. Różnica pomiędzy wynikami obliczeniowymi a danymi katalogowymi dla silnika SPT5 w przypadku jednokrotnego procesu obliczeniowego nie przekracza 12%. Zastosowanie procedur iteracyjnych pozwala na doprowadzenie modelu termogazodynamicznego do zgodności z rzeczywistym obiektem. Prezentowane wyniki obliczeń pozwalają na uniknięcie „błędów grubych” w konstrukcji mikrosilników turbinowych o układzie konstrukcyjnym (1R-1T-1T).

BIBLIOGRAFIA

1. Armfield, S., Numerical investigation of a small gas turbine compressor, p.965, ISBN: 978-1-61839-468-2, 16th Australasian Fluid Mechanics Conference 2007
2. Mustapha, H., Zelesky, M., Baines, N., Japikse, D., Axial and radial turbines, Concepts NREC 2005,
3. Kamps, T., Model Jet Engines, Traplet Publications, Worcestershire 2005,
4. Muszyński, M., Orkisz, M., Modelowanie turbinowych silników odrzutowych, IL, Warszawa 1997.
5. Saravanamuttoo, H., Gas turbine theory, Pearsons education limited 2001,
6. Schreckling, K., Home Built Model Turbines, Traplet Publications, Worcestershire 2005,
7. Garret, Garret Turbochargers Catalogue, 2008.

RESTRICTIONS IN PRELIMINARY DESIGN OF MICROGASTURBIE TURBOPROP AND TURBOSHAFT ENGINES

Abstract

The research object consists study of simplified turboprop / turboshaft engine. Simplified layout is related to single centrifugal compressor and single axial turbine design(gasgenerator) and single power turbine (1R-1T-1T). Input data for further calculations was taken from BorgWarner and Garret turbo systems compressor performance maps. Total pressure and total to static stage efficiency was assumed from map of contours at maximum stage efficiency. Additional data from database was taken to determine rotational speed of the compressor rotor. Collected data was applied to gasturbine thermogasdynamics model. Decision variables : mass flow rate from 0,1 ÷ 0,5 kg/s range, and exhaust gas temperature from 800 ÷ 1200 K range was taken into account. Turbine expansion ratio was calculated for compressor and power turbine. Calculated engine thrust and specific fuel consumption was presented in reference to Jetcat SPT5 turboprop. Presented results allow to rapid identification of key design

parameters for preliminary design.

Autor:

dr inż. **Michał Czarnecki** – Politechnika Rzeszowska – Katedra Samolotów i Silników Lotniczych, e-mail : czarn@prz.edu.pl