

MODELOWANIE TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH W ŚRODOWISKU GASTURB NA PRZYKŁADZIE SILNIKA K-15

RYSZARD CHACHURSKI, MARCIN GAPSKI

Wojskowa Akademia Techniczna

Streszczenie

W artykule dokonano oceny możliwości modelowania silników turbinowych przy użyciu programu GasTurb na przykładzie jednoprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego K-15. Uzyskane wyniki porównano z danymi zamieszczonymi w opisie technicznym silnika K-15 oraz opublikowanymi w literaturze wynikami badań silników tego typu. Wyznaczono rozkład podstawowych parametrów termogazodynamicznych wzdłuż kanału przepływowego silnika oraz wybrane charakterystyki. Wskazano zalety i wady oprogramowania GasTurb wynikające z przeprowadzonych obliczeń oraz analiz.

Słowa kluczowe: silnik turbinowy, parametry termogazodynamiczne, modelowanie, GasTurb, charakterystyki

Współcześnie w procesie projektowania, produkcji oraz eksploatacji lotniczych silników turbinowych korzysta się powszechnie z mniej lub bardziej wyspecjalizowanych programów komputerowych. Poszczególne wytwórcie wykorzystują w tym celu zarówno oprogramowanie napisane przez własne zespoły informatyków, jak i z dostępnego na rynku oprogramowania stworzonego przez niezależne firmy. Jednym z prostszych programów, który może być wykorzystywany zarówno na etapie projektowania wstępnego silników lotniczych, jest GasTurb napisany przez byłego pracownika firmy MTU. Jego zaletami w stosunku do innych programów są nieduże wymagania sprzętowe, a także prosta – intuicyjna obsługa. Program pozwala na proste i szybkie tworzenie modeli różnych rodzajów silników oraz na określenie warunków ich pracy. Umożliwia ponadto generowanie obiegów termodynamicznych oraz szeregu charakterystyk obrazujących zmiany wybranych parametrów w czasie symulowanej pracy silnika na różnych zakresach i w zmiennych warunkach lotu.

1. JEDNOPRZEPŁYWOWY TURBINOWY SILNIK ODRZUTOWY K-15

Ze względu na dostępność stosunkowo dużej ilości danych, możliwości programu GasTurb postanowiono sprawdzić na przykładzie jednoprzepływowego turbinowego silnika odrzutowego K-15, który został zaprojektowany przez zespół pracowników Instytutu Lotnictwa w Warszawie dla samolotu szkolno-treningowego I-22 Iryda.

Na podstawie opublikowanych parametrów silnika K-15 oraz wyników wybranych badań do zbudowania modelu tego silnika w programie GasTurb przyjęto następujące wartości parametrów [12, 14]:

- masowe natężenie przepływu powietrza	- 23,5 kg/s
- współczynnik strat ciśnienia we wlocie	- 0,98
- spręż silnika	- 5,3
- temperatura na wyjściu z komory spalania	- 1146 K
- ilość powietrza odbieranego na potrzeby płatownca	- 0,2292 kg/s
- współczynnik strat ciśnienia spiętrzenia	- 0,95
- sprawność izentropowa sprężarki	- 0,835
- prędkość obrotowa sprężarki	- 15900 obr/min
- sprawność izentropowa turbiny	- 0,87

W przypadku parametrów, których wartości należało podać w trakcie tworzenia modelu (np. współczynnik strat ciśnienia w kanale przepływowym turbiny, straty wywołane zmianami wartości luzów wierzchołkowych turbiny itp.), a które nie były znane - pozostawiono wartości domyślne, używane w przykładowym modelu jednorzutowego silnika odrzutowego zawartego w bibliotece przykładów programu GasTurb.

2. MODEL SILNIKA K-15

Do obliczeń numerycznych przyjęto dwa modele silnika K-15. W obu przypadkach wprowadzono takie same dane wejściowe, natomiast wykorzystano różne charakterystyki sprężarki i turbiny. W pierwszym z nich wykorzystano odpowiednio przeskalowane charakterystyki z biblioteki programu GasTurb, natomiast w drugim zastosowano charakterystyki utworzone na podstawie badań rzeczywistego silnika¹ [12].

2.1. Rozkład parametrów wzdłuż kanału przepływowego silnika

Program generuje wyniki korzystając z zależności matematycznych wiążących między sobą parametry podawanymi przez użytkownika w procesie tworzenia modelu silnika.

Niezależnie od rozważanego modelu w wyniku obliczeń otrzymano taki sam rozkład podstawowych parametrów wzdłuż kanału przepływowego silnika dla zakresu maksymalnego, albowiem algorytm obliczeń nie uwzględnia charakterystyk sprężarki i turbiny.

Otrzymane rezultaty (tab. 1) pokazują m.in., że obliczona wartość ciągu wynosi 99,93% wartości rzeczywistej, natomiast jednostkowego zużycia paliwa - 95,37% rzeczywistej wartości. Parametry takie jak masowe natężenie przepływu i temperatura spalin przed turbiną są zgodne w 100% z wielkościami otrzymanymi w czasie badań silnika K-15.

Oznaczenia przekrojów charakterystycznych występujące w tab. 1 odpowiadają oznaczeniom przedstawionym na rys. 1.

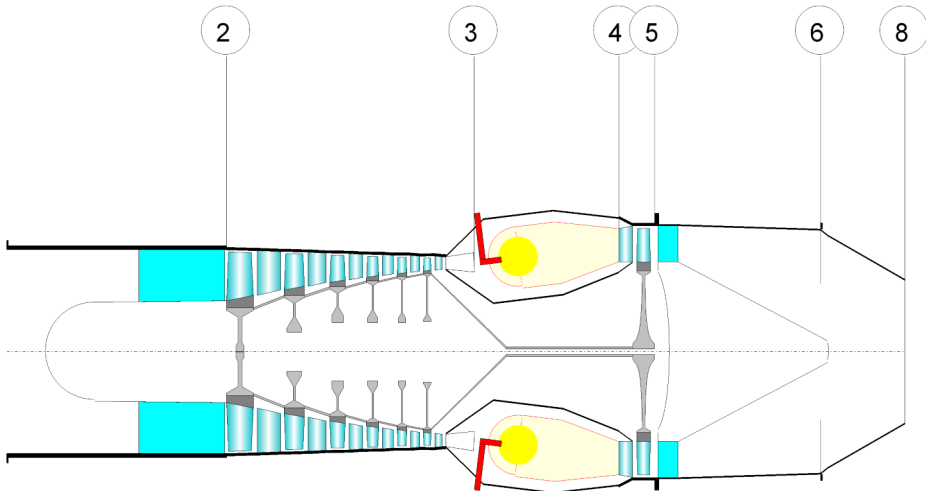
¹Model silnika wykorzystujący charakterystyki sprężarki i turbiny pochodzące z biblioteki programu GasTurb nazywany jest dalej „domyślnym”, natomiast model korzystający z charakterystyk utworzonych w oparciu o wyniki badań silnika K-15 nazywany jest w dalszej części pracy „modelem skorygowanym”.

Tabela 1. Główne parametry otrzymane dla obu analizowanych modeli silnika K-15.

Station	W kg/s	T K	P kPa	WRstd kg/s	FN	=	14,70 kN
amb		288,15	101,325		TSFC	=	27,2072 g/(kN*s)
1	23,030	288,15	101,325		FN/W2	=	638,23 m/s
2	23,030	288,15	99,299	23,500			
3	23,030	496,71	526,282	5,821	Prop Eff	=	0,0000
31	22,801	496,71	526,282		eta core	=	0,2693
4	23,201	1146,00	499,968	9,377			
41	23,201	1146,00	499,968	9,377	WF	=	0,39990 kg/s
49	23,201	968,65	223,029		s NOx	=	0,10346
5	23,201	968,65	223,029	19,325	XM8	=	1,0000
6	23,201	968,65	223,029		A8	=	0,0849 m.
8	23,201	968,65	223,029	19,325	P8/Pamb	=	2,2011
Bleed	0,229	496,71	526,282		WBld/W2	=	0,00995
-----					CD8	=	0,9600
P2/P1 = 0,9800	P4/P3 = 0,9500	P6/P5 1,0000			W_NGV/W2	=	0,00000
Efficiencies:	isent	polytr	RNI	P/P	WCL/W2	=	0,00000
Compressor	0,8350	0,8680	0,980	5,300	Loading	=	100,00 %
Burner	1,0000			0,950	e45 th	=	0,87000
Turbine	0,8700	0,8583	0,977	2,242			
-----					PWX	=	0,00 kW
Spool mech Eff	1,0000	Speed	15900 rpm				

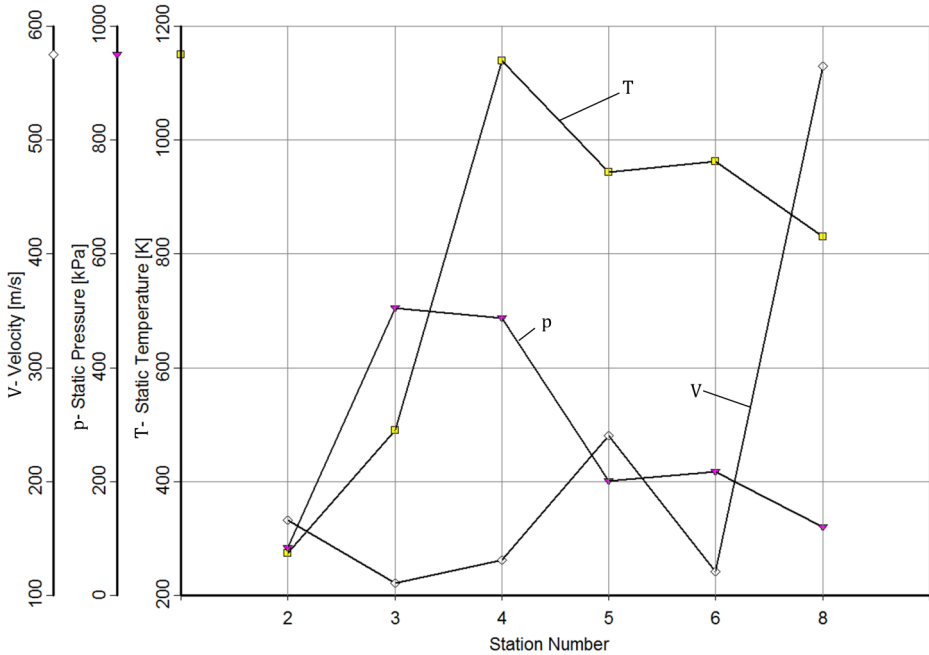
hum [%]	war0	FHV	Fuel				
0,0	0,00000	42,900	Generic				

Najważniejsze oznaczenia: W – masowe natężenie przepływu, T – temperatura, P – ciśnienie, WRstd – skorygowane masowe natężenie przepływu, FN – ciąg, TSFC – jednostkowe zużycie paliwa, WF – masowe natężenie przepływu paliwa



Rys. 1. Oznaczenia przekrojów charakterystycznych stosowane w programie GasTurb

Na rysunku 2 pokazano wyznaczone rozkłady prędkości, temperatury statycznej i ciśnienia statycznego wzdłuż kanału przepływowego silnika.



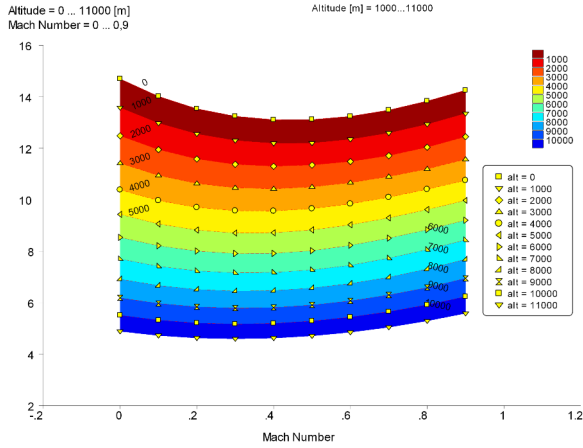
Rys. 2. Rozkład prędkości, ciśnienia statycznego i temperatury statycznej wzdłuż kanału przepływowego silnika (oznaczenia przekrojów charakterystycznych zgodnie z rys. 1)

2.2. Weryfikacja modelu

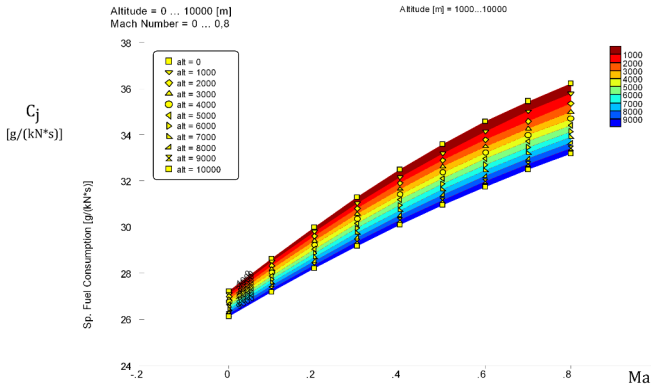
Weryfikację modeli silnika K-15 przeprowadzono na podstawie porównania wybranych jego charakterystyk z opublikowanymi w literaturze charakterystykami silnika i ich wybranych parametrów. Na rys. 3÷6 zaprezentowano przykładowo charakterystyki prędkościowo-wysokościowe silnika uzyskane dla obu rozważanych modeli.

Przedstawiona na rys. 3 zależność ciągu silnika od wysokości i prędkości lotu jest taka sama dla modelu wykorzystującego charakterystyki silnika K-15 (model skorygowany), jak i dla modelu z charakterystykami domyślnymi. Wyraźnie widoczne są natomiast różnice w przypadku zależności jednostkowego zużycia paliwa wraz ze wzrostem wysokości lotu i liczby Macha. O ile przebiegi jednostkowego zużycia paliwa odpowiadają teorii w przypadku modelu skorygowanego (rys. 4), to są one błędne dla modelu domyślnego korzystającego z charakterystyk zawartych w bibliotece programu GasTurb (rys. 5). Wskazuje to na istotną zależność zmian jednostkowego zużycia paliwa wraz z wysokością i prędkością lotu od charakterystyk podzespołów silnika.

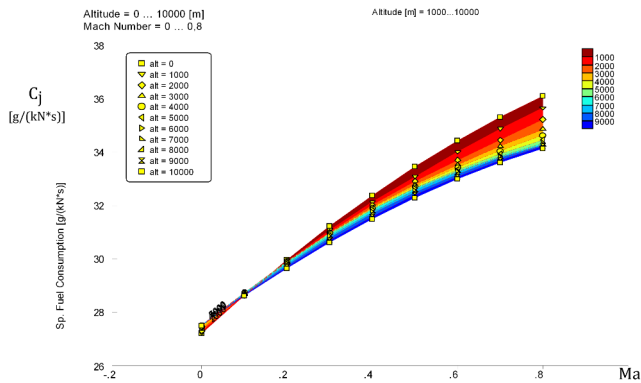
Na rys. 6 porównano zmiany temperatury całkowitej za sprężarką i za turbiną w zależności od prędkości obrotowej wirnika silnika otrzymane dla silnika rzeczywistego i jego modeli wykorzystujących domyślne oraz rzeczywiste charakterystyki sprężarki i turbiny.



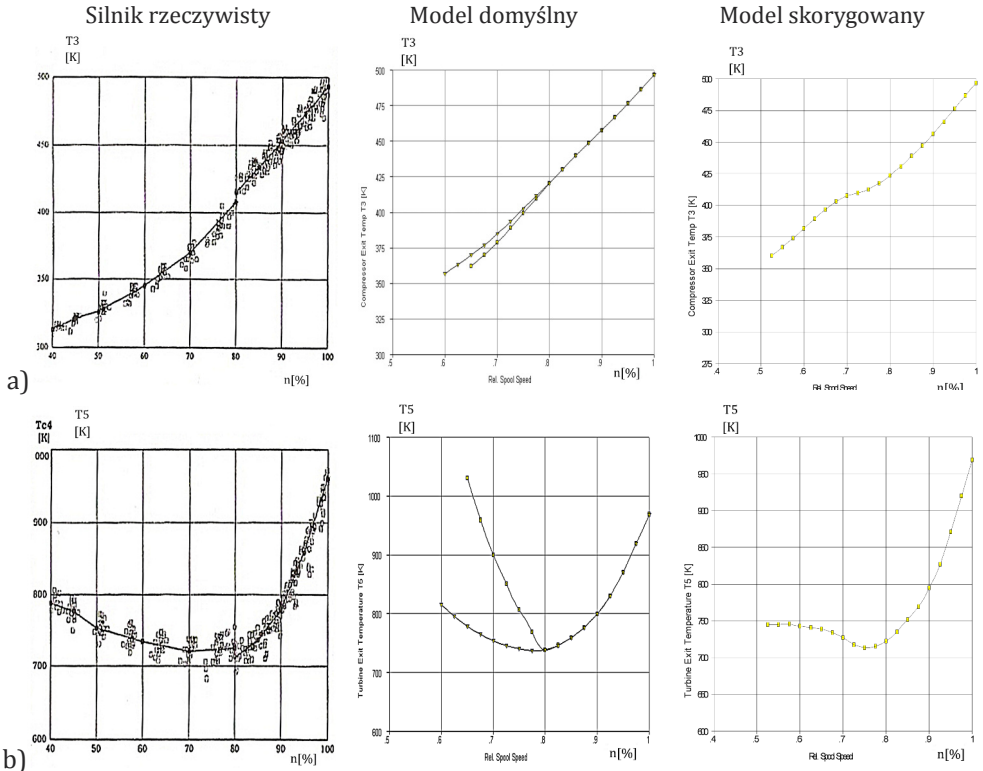
Rys. 3. Zależność ciągu silnika od wysokości i prędkości lotu



Rys. 4. Wpływ wysokości lotu i liczby Macha na wartość jednostkowego zużycia paliwa (c_j) dla modelu skorygowanego silnika K-15



Rys. 5. Wpływ wysokości lotu i liczby Macha na wartość jednostkowego zużycia paliwa (c_j) dla modelu domyślnego silnika K-15



Rys. 6. Charakterystyki statyczne silnika rzeczywistego [12] i badanych modeli (H=0, Ma=0, ISA) całkowita temperatura powietrza za sprężarką (a), całkowita temperatura za turbiną (b)

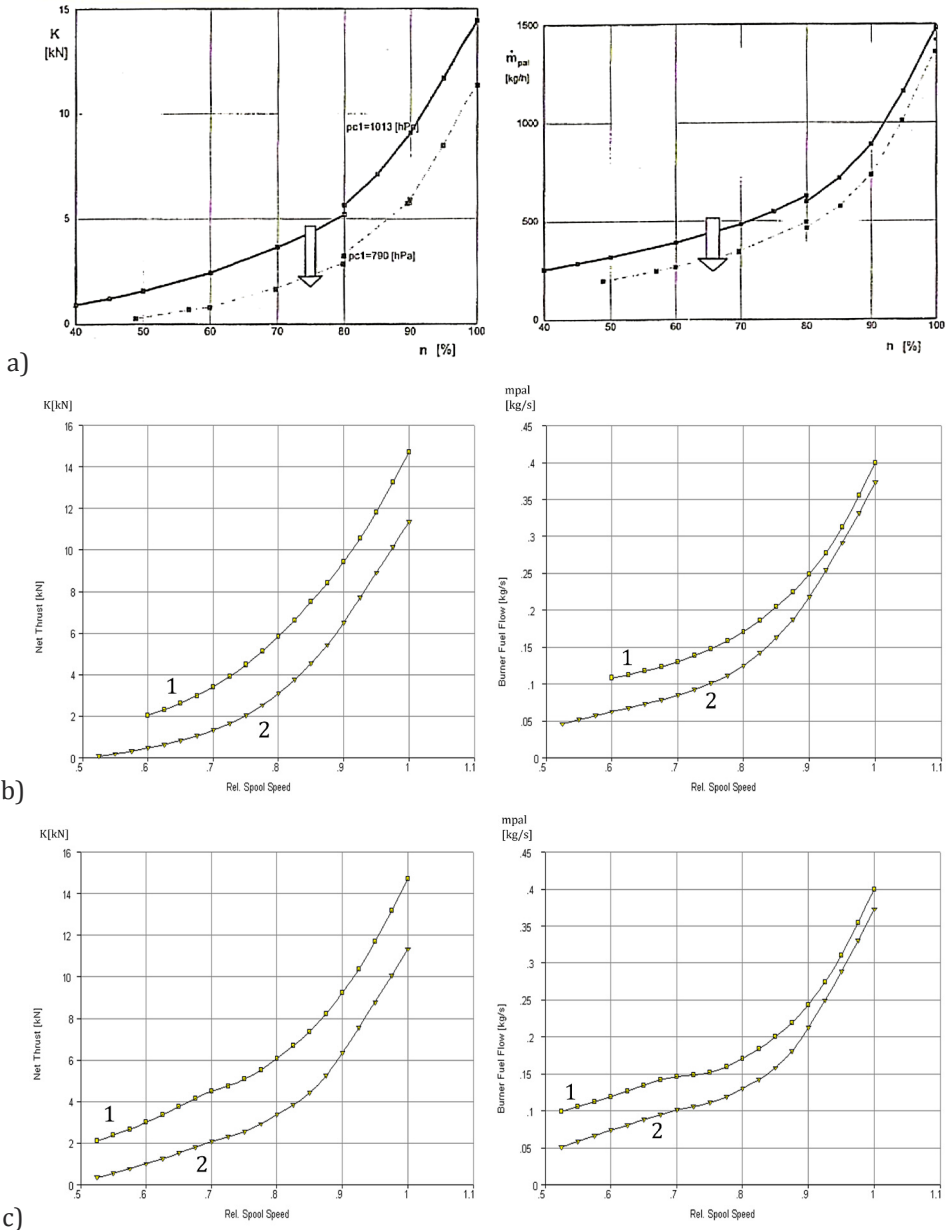
Podstawowym problemem, jaki pojawia się podczas budowy modelu jest brak możliwości zamodelowania skokowej zmiany charakterystyki wskutek otwarcia lub zamknięcia zaworów upustu powietrza ze sprężarki. Powoduje to zniekształcenie otrzymanych charakterystyk w postaci płynnej zamiast skokowej zmiany wybranych parametrów lub też wymusza konieczność budowy dwu modeli sprężarki – jednego z otwartymi, a drugiego z zamkniętymi zaworami upustu.

Ogólny przebieg zmian parametrów przygotowanych modeli jest zgodny z rzeczywistym, w którym szczególną uwagę zwraca skokowa zmiana wartości parametrów odpowiadająca prędkości obrotowej $n = 80\%$.

W przypadku modelu bazującego na charakterystykach sprężarki i turbiny zawartych w programie (model domyślny), miejsce wystąpienia skoku charakterystyki obrazuje punkt, w którym łączą się krzywe, z których jedna przedstawia wykres dla otwartych zaworów upustu, druga natomiast dla zamkniętych.

Z kolei w przypadku modelu skorygowanego, chwila zamknięcia zaworów upustu widoczna jest w postaci lokalnego zniekształcenia przebiegu.

Kolejnym zagadnieniem podlegającym analizie, był wpływ spadku ciśnienia powietrza na kierunek zmian charakterystyk użytkowych silnika (rys. 7).



Rys. 7. Wpływ obniżania się ciśnienia powietrza (pc_2) na kierunek zmian charakterystyk użytkowych (1 – charakterystyki dla $H=0$, $Ma=0$; 2 – $H=2000$ m, $Ma=0,5$; w obu przypadkach $T_2=288K$) silnik rzeczywisty [12] (a), model domyślny (b), model skorygowany (c)

Charakterystyki przedstawione na rysunku 7 pokazują, że i w tym przypadku model skorygowany lepiej odzwierciedla zmianę parametrów silnika pod wpływem zmian ciśnienia powietrza, jednak ze względu na brak możliwości zamodelowania skokowego zamknięcia zaworów upustu nie ma możliwości uzyskania takich samych charakterystyk, jak dla silnika rzeczywistego.

PODSUMOWANIE

Program GasTurb pozwala użytkownikowi na wygenerowanie modelu umożliwiającego analizę wpływu różnych czynników na parametry pracy silnika, jednak ma on istotne ograniczenia. Najważniejszymi z nich są brak możliwości prawidłowego odzwierciedlenia pracy mechanizacji sprężarki silnika, ale także i układu sterowania.

W procesie modelowania ważne jest dysponowanie rzeczywistymi charakterystykami sprężarki i turbiny, ponieważ przyjmowanie charakterystyk domyślnych może prowadzić do błędnych wyników.

W przypadku modelowanego silnika K-15 nie posiadano informacji o wartościach wielu parametrów, co miało wpływ na jakość uzyskanego modelu. Należy jednak mieć na uwadze, iż problem taki nie występuje w placówkach badawczych i biurach projektowych, dysponujących odpowiednimi danymi. Z tego powodu program GasTurb jest wykorzystywany nie tylko w placówkach dydaktycznych, ale także w instytucjach projektujących i badających silniki lotnicze.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Dzierżanowski P., Kordziński W., Łyżwiński M., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R., Napędy lotnicze. Turbinowe silniki odrzutowe. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1983
- [2] Kurzke J., GasTurb 11, Niemcy, 2007
- [3] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Component Maps, Niemcy, 2007
- [4] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Control System Simulation, Niemcy, 2007
- [5] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Cycle Design Parametric Study, Niemcy, 2007
- [6] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Introduction to Off Design Simulation, Niemcy, 2007
- [7] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Introduction to Transient Simulation, Niemcy, 2007
- [8] Kurzke J., Introducing GasTurb 11 - Use of Un-scaled Maps, Niemcy, 2007
- [9] Kurzke J., Preparing Compressor Maps for Gas Turbine Performance Modeling with Smooth C, Niemcy, 2007
- [10] Kurzke J., Preparing Turbine Maps for Gas Turbine Performance Modeling with Smooth T, Niemcy, 2007
- [11] Orkisz M. (praca zbiorowa), Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2002
- [12] Balicki W., Szczeciński S. Diagnostowanie lotniczych silników turbinowych, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 2001
- [13] Wiatrek R., Teoria silników lotniczych, skrypt WAT, Warszawa, 1983
- [14] Silnik K-15. Opis silnika, WSK Rzeszów, Rzeszów, 1994