

## ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2017

**А. В. Кузнецов** аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[a.v.kuznetsov91@mail.ru](mailto:a.v.kuznetsov91@mail.ru)

**Г. М. Макарьянц** доктор технических наук, доцент, профессор кафедры автоматических систем  
энергетических установок;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[georgy.makaryants@gmail.com](mailto:georgy.makaryants@gmail.com)

В процессе создания систем автоматического управления (САУ) газотурбинных двигателей (ГТД) широкое применение находят стендовые установки, в которых работа двигателя имитируется с помощью математической модели. Такая модель должна обладать высокой точностью в условиях достаточно быстрого расчёта основных параметров двигателя как на установившихся режимах, так и на переходных процессах. В статье на основе данных, полученных из обобщённой характеристики двигателя, с помощью построения зависимости ускорения ротора от его частоты вращения и расхода топлива в камеру сгорания в каждый момент времени разработана имитационная модель малоразмерного газотурбинного двигателя JetCat P-60. Проведено сравнение результатов моделирования работы двигателя с экспериментальными данными, полученными при увеличении режима работы ГТД. Получено среднее значение ошибки моделирования: при нормальных условиях – 1,04 %; при температуре 249 К – 2,58 %, что является приемлемым для адекватной имитации работы ГТД на стенде.

*Малоразмерный газотурбинный двигатель; обобщённая характеристика; математическая модель; система автоматического управления, JetCat.*

---

*Цитирование:* Кузнецов А.В., Макарьянц Г.М. Имитационная модель малоразмерного газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 65-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-65-74

---

### Введение

Повышенное внимание к обеспечению требуемой надёжности и экономичности газотурбинных двигателей (ГТД) вызвало потребность в исследованиях, направленных на увеличение точности работы их систем автоматического управления (САУ). Одним из этапов разработки САУ ГТД является доводка на специализированном стенде, оборудованном математической моделью двигателя (полунатурном стенде). Такой стенд существенно сокращает объём работ по дальнейшим испытаниям САУ на двигателе и летательном аппарате. При этом важным вопросом является создание точной, нелинейной математической модели ГТД, позволяющей достаточно быстро рассчитывать изменение во времени основных параметров двигателя, используемых в процессе управления. Таким образом, задачей математической модели является адекватная имитация динамических процессов, возникающих в ходе приёмымости, поддержании режима работы и торможении двигателя.

Существующие математические модели ГТД [1] не в полной мере подходят к использованию на полунатурном стенде. Термодинамическая модель является достаточно точной, однако время расчёта по ней зачастую превышает время отклика реального ГТД [2 – 7]. Модели, использующие линейные дифференциальные уравнения, обладают приемлемым быстродействием, однако они имеют меньшую точность, т.к. представляют собой образ нелинейной системы – газотурбинного двигателя в определённой

рабочей точке, а значит при отходе от неё будет увеличиваться погрешность моделирования [8; 9]. Наиболее подходящими для применения на полунатурном стенде являются регрессионные модели ГТД. Однако используемый для этих целей метод нейронных сетей чрезвычайно требователен к обучающей выборке [10 – 13]. Это требует проведения большого объёма экспериментальных исследований, что зачастую неприемлемо в реальных условиях процесса проектирования ГТД. Поэтому возникает задача разработки модели ГТД, базирующейся на данных, получаемых в процессе стандартных испытаний при проектировании двигателя и не требующих дополнительных расчётов или экспериментов.

Поэтому целью работы является создание нелинейной динамической модели двигателя, предназначенной для имитации его работы на полунатурном стенде и базирующейся на данных, полученных по обобщённой характеристике ГТД.

### Методика моделирования

Модель строится на основе экспериментальной зависимости ускорения ротора от частоты вращения и расхода топлива на основе обобщённой характеристики двигателя. Для этого обобщённая характеристика рассекается горизонтальными линиями, соответствующими постоянным величинам расхода топлива. Эти линии постоянных расходов пересекают три кривых – кривую разгона, дроссельную кривую и кривую торможения. Из точек пересечения берутся значения частоты вращения ротора и соответствующее для этой частоты ускорение. Проводится линейная интерполяция для определения зависимости ускорения ротора от расхода топлива и частоты вращения ротора двигателя. По ускорению ротора вычисляется его частота вращения, которая является искомой величиной.

Для построения дроссельной характеристики берутся значения расхода топлива и частоты вращения на установившихся режимах. Для разгонной и тормозной характеристик значения берутся с графика переходных процессов. Для определения ускорения в некоторой точке значение частоты вращения ротора двигателя в этой точке  $n_i$  вычитается из значения в следующей за ней точке  $n_{i+1}$ :

$$\frac{dn_i}{dt} = \frac{n_{i+1} - n_i}{\Delta t},$$

где  $n$  – частота вращения ротора, об/мин;  $i$  – индекс шага;  $\Delta t$  – шаг по времени.

В крайних точках графика, соответствующих режиму малого газа и максимальному режиму, значения ускорений принимаются равными нулю.

Для учёта изменения характеристик двигателя при изменении температуры и давления окружающей среды (ОС) использовано приведение параметров двигателя к нормальным условиям [14]. Изменения давления ОС незначительны. Поэтому принято допущение, что оно равно нормальному и учитывается только влияние температуры.

### Результаты моделирования

**Определение исходных данных.** Для построения обобщённой характеристики двигателя проведены его натурные испытания. В качестве объекта исследования выбран малоразмерный газотурбинный двигатель JetCat P60. Для определения дроссельной характеристики задавался определённый ступенчатый управляющий сигнал на ручке управления тягой (РУТ), величина которого была получена путём разбиения диапазона рабочих режимов на 12 частей (такое число было выбрано из удобства поль-

зования шкалой, установленной на РУТ в этом двигателе). По величине управляющего сигнала с РУТ контроллер двигателя подаёт необходимое напряжение на насос-дозатор топлива. Во время работы двигателя информация о частоте вращения ротора и напряжении на топливном насосе записывалась на встроенный в систему управления двигателем контроллер. Результаты испытаний двигателя для получения дроссельной характеристики приведены на рис. 1.

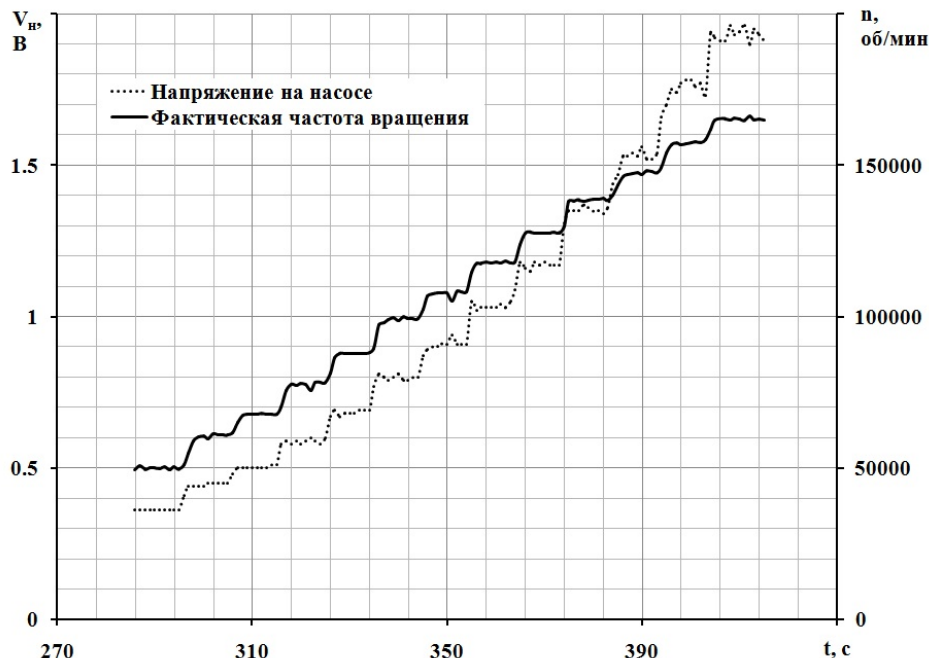


Рис. 1. Переходный процесс двигателя для определения дроссельной характеристики

Разгонная и тормозная характеристики определялись путём ступенчатого перемещения РУТ из положения малого газа на максимальный режим и обратно с небольшой паузой между переходными процессами (рис. 2).

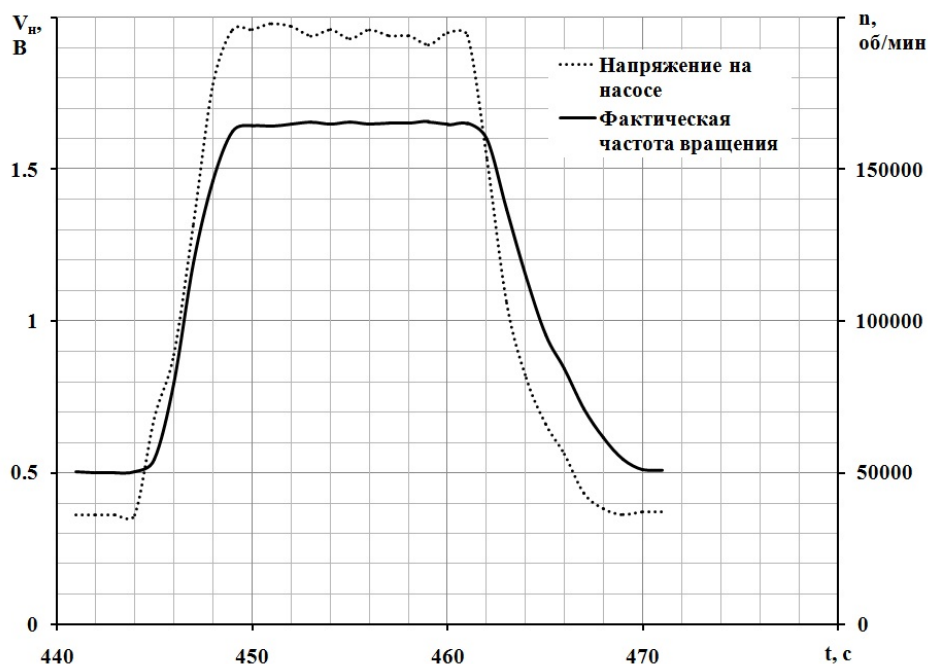


Рис. 2. Переходный процесс двигателя для определения динамических характеристик

Полученные результаты сведены в график обобщённой характеристики двигателя (рис. 3). Расход топлива определяется по напряжению, исходя из условия, что на 1 В напряжения, подаваемого на насос, расход топлива равен 1,633 г/с. Данные о расходе получены из информации о технических характеристиках JetCat P60.

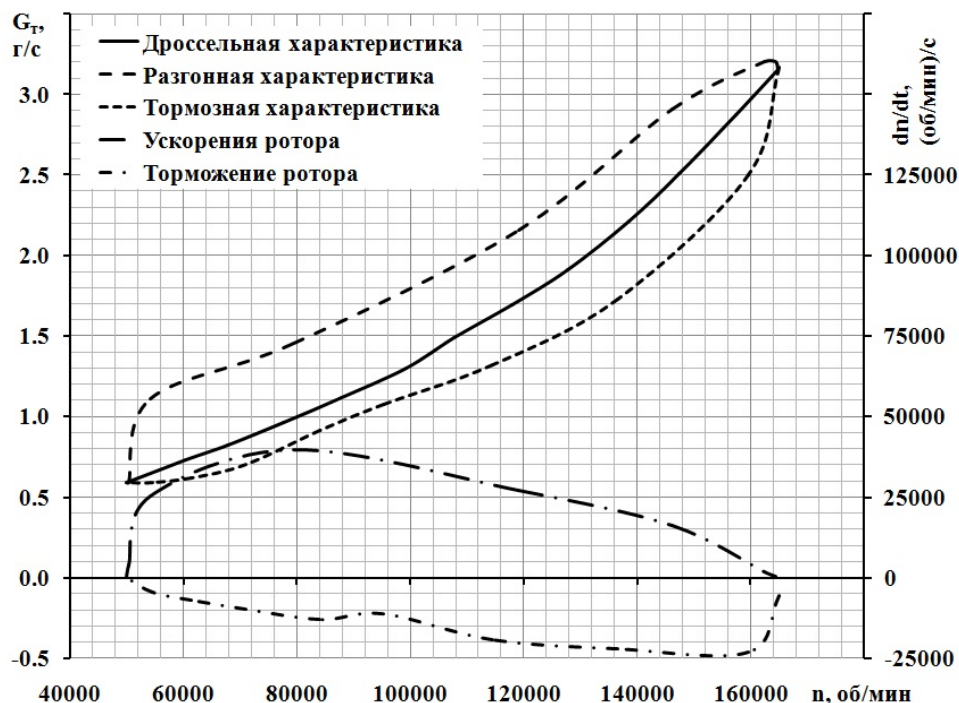


Рис. 3. Обобщённая характеристика двигателя

**Разработка нелинейной модели.** Результаты сечений обобщённой характеристики по расходам топлива представлены в табл. 1.

Таблица 1. Зависимость ускорения ротора от частоты вращения и расхода топлива

	$G_{T_{np}}$ , г/с	Ускорение ротора	Дроссельная характеристика	Торможение ротора
$n_{np}$ , об/мин	0,6	49907	49907	49907
$dn_{np} / dt$ , (об/мин)/с		0	0	0
$n_{np}$ , об/мин	1.0	52000	80000	90000
$dn_{np} / dt$ , (об/мин)/с		20000	0	-11000
$n_{np}$ , об/мин	1.5	82000	108000	126000
$dn_{np} / dt$ , (об/мин)/с		40000	0	-21000
$n_{np}$ , об/мин	2.0	112000	132000	146000
$dn_{np} / dt$ , (об/мин)/с		30000	0	-24000
$n_{np}$ , об/мин	2.5	132000	148000	160000
$dn_{np} / dt$ , (об/мин)/с		22500	0	-22500
$n_{np}$ , об/мин	3.0	150000	160000	164000
$dn_{np} / dt$ , (об/мин)/с		13000	0	-10000
$n_{np}$ , об/мин	3.2	164895	164895	164895
$dn_{np} / dt$ , (об/мин)/с		0	0	0

Приведённые в табл. 1 данные линейно интерполируются. Визуализация линейной интерполяции представлена на рис. 4, где пунктирной линией обозначена область работы двигателя. При выходе за границы алгоритм продолжит свою работу и будет экстраполировать полученные значения. Физически это сопоставимо с тем, что двигатель выходит из области устойчивых режимов работы. Созданная модель не позволяет корректно рассчитывать динамические процессы на неустойчивых режимах работы двигателя.

Функция для линейной интерполяции двумерных массивов реализована в MatLab/Simulink в виде блока Matlab Function. По введённым в этот блок значениям расхода топлива и частоты вращения рассчитывается соответствующее ускорение ротора двигателя, которое затем интегрируется и в виде обратной связи поступает в интерполяционную функцию в виде частоты вращения (рис. 5). Начальное значение интегратора равно частоте вращения на малом газе и составляет 50000 об/мин.

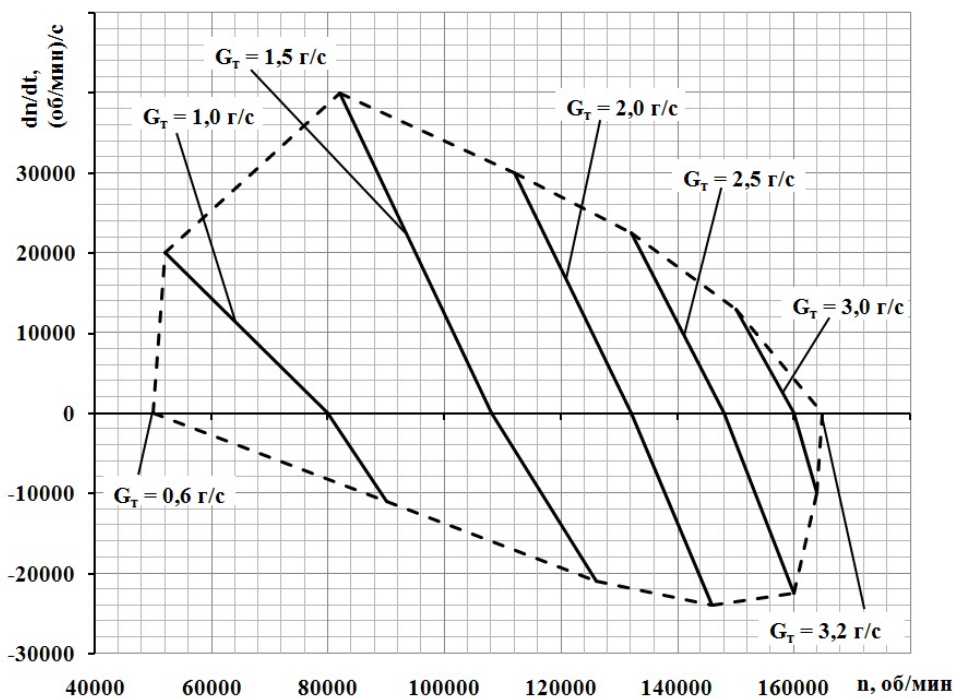


Рис. 4. Линейная интерполяция по расходу топлива и частоте вращения ротора

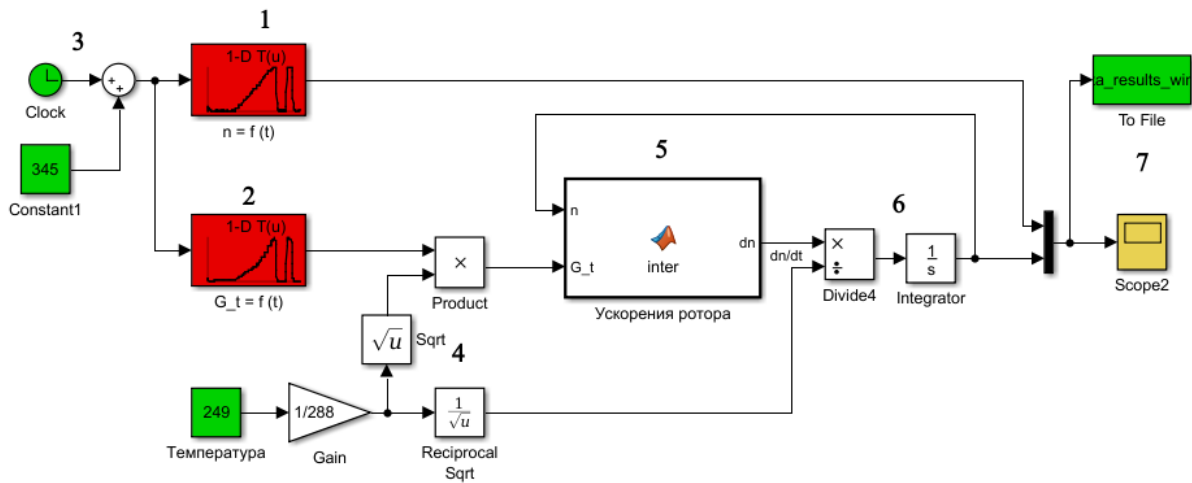


Рис. 5. Нелинейная модель двигателя в MatLab/Simulink

Модель двигателя в MatLab/Simulink (рис. 5) работает следующим образом: в табличных блоках 1 и 2 занесены данные по частоте вращения и расходу топлива, полученные в результате испытаний в зависимости от времени 3; коэффициент перевода физических величин в приведённые реализован набором блоков 4; интерполяция производится в блоке 5; результат вычислений переводится из приведённых значений в физические в блоках 6; данные из блоков 1 и 6 передаются в 7 для записи в файл и визуализации.

**Верификация модели.** Первый запуск двигателя проводился при температуре окружающего воздуха 15° С (288 К). Переходные и установившиеся процессы двигателя и его модели представлены на рис. 6, а на рис. 7 представлена величина ошибки модели по времени. Средняя ошибка полученной модели по времени моделирования составила 1,04 %, а среднеквадратичное отклонение – 1356 об/мин.

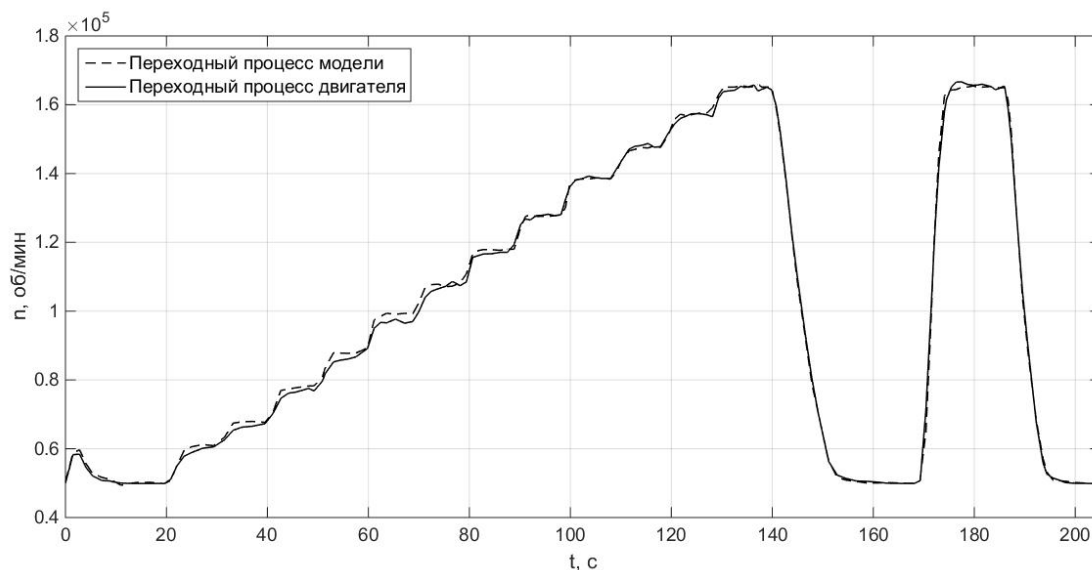


Рис. 6. Переходные и установившиеся процессы модели и двигателя на первом запуске

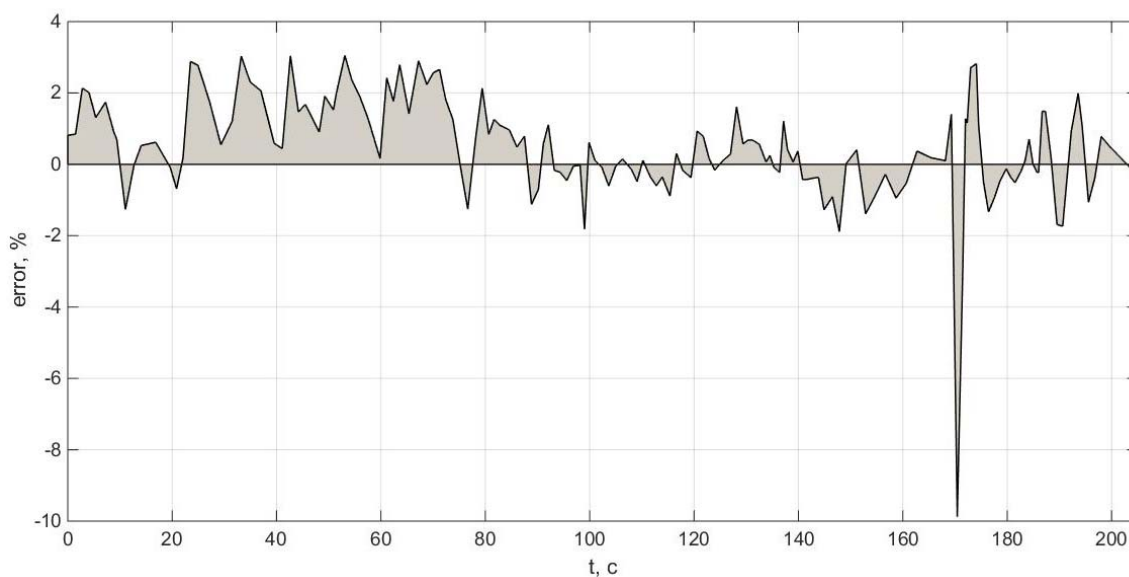


Рис. 7. Величина ошибки модели по времени при первом запуске

Второй запуск двигателя проводился при температуре окружающего воздуха – 24°C (249 К). Переходные и установившиеся процессы двигателя и его модели представлены на рис. 8, а на рис. 9 представлена величина ошибки модели по времени. Средняя ошибка полученной модели по времени моделирования составила 2,58%, а среднеквадратичное отклонение – 2487 об/мин.

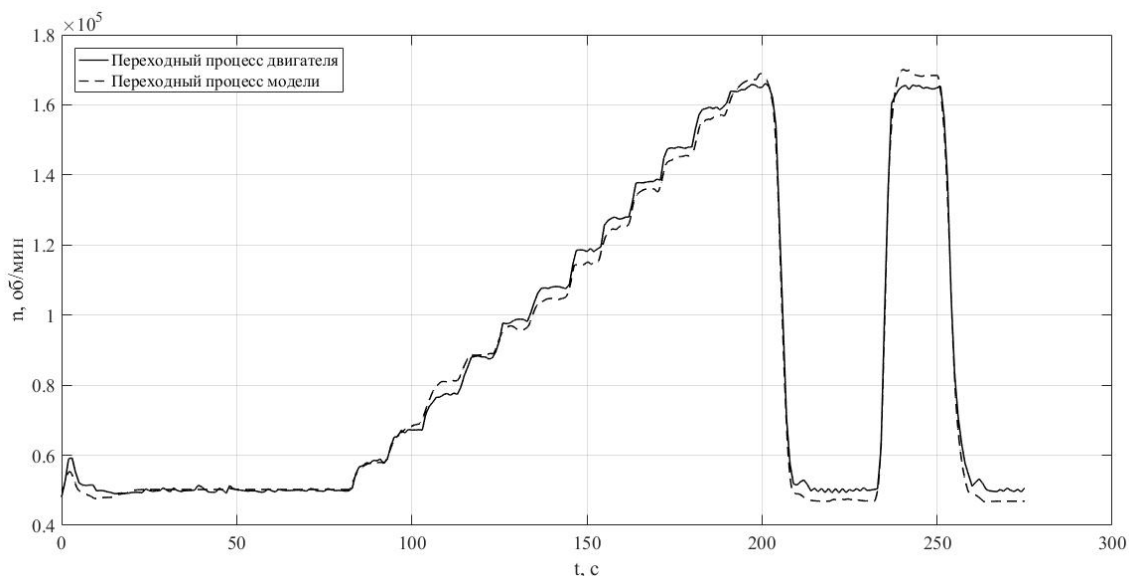


Рис. 8. Переходные и установившиеся процессы модели и двигателя на втором запуске

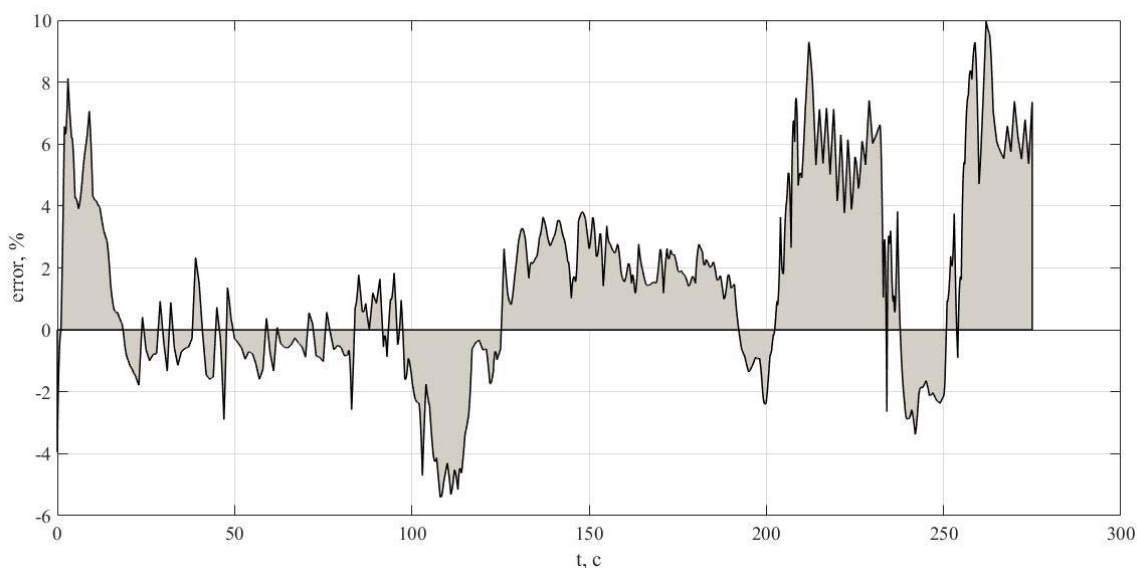


Рис. 9. Величина ошибки модели по времени на втором запуске

При температуре, близкой к нормальной (288 К), модель показала более точные результаты, чем при температуре 249 К. Это связано с тем, что модель создавалась на основе результатов запуска при температуре 288 К. Кроме того, приведение параметров к стандартным условиям даёт точные результаты только в небольшой окрестности от нормальных условий. Чем сильнее отклонение от них, тем больше погрешность вычислений [13]. Применение приведённых параметров в рассматриваемом случае было оправданно, потому что испытания проводились при нулевой скорости набегающего потока, при нормальном давлении и при небольшом диапазоне изменения температуры

воздуха, и поэтому влияние окружающей среды на результаты моделирования было незначительным. Точность модели может быть улучшена при проведении испытаний двигателя для получения дополнительных кривых ускорения ротора.

### **Заключение**

Разработанная модель малоразмерного газотурбинного двигателя JetCat P-60 учитывает нелинейность статической характеристики двигателя за счёт построения зависимости ускорения ротора от расхода топлива и частоты вращения ротора двигателя в каждый момент времени. Результаты моделирования показали среднее значение ошибки модели при нормальных условиях равным 1,04% и 2,58% при температуре 249 К.

### **Библиографический список**

1. Гольберг Ф.Д., Батенин А.В. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления. М.: Московский авиационный институт, 1999. 79 с.
2. Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н., Остапюк Я.А., Филинов Е.П. Автоматизированная система для виртуальных испытаний газотурбинных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5(47), ч. 3. С. 113-119.
3. Badami M., Ferrero M.G., Portoraro A. Dynamic parsimonious model and experimental validation of a gas microturbine at part-load conditions // Applied Thermal Engineering. 2014. V. 75. P. 14-23. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.047
4. Arsalis A. Thermoeconomic modeling and parametric study of hybrid SOFC-gas turbine-steam turbine power plants ranging from 1.5 to 10MWe // Journal of Power Sources. 2008. V. 181, Iss. 2. P. 313-326. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2007.11.104
5. Hosseinalipour S.M., Razaghi E., Abdolahi M. Static and dynamic mathematical modeling of a micro gas turbine // Journal of Mechanics. 2013. V. 29, Iss. 02. P. 327-335. DOI: 10.1017/jmech.2013.3
6. Бойко Л.Г., Карпенко Е.Л., Ахтеменко Ю.Ф. Метод расчёта газотермодинамических параметров ГТД с повенцовым описанием осевого многоступенчатого компрессора // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3 (41), ч. 2. С. 31-39.
7. Ахмедзянов Д.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных ГТД // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2006. Т. 7, № 1. С. 36-46.
8. Шендалева Е.В. Модели газотурбинных двигателей в пространстве состояний: динамический аспект // Вестник Сибирской государственной автомобильно-дорожной академии. 2012. № 5 (27). С. 106-111.
9. Гимадиев А.Г., Шахматов Е.В., Шорин В.П. Системы автоматического регулирования авиационных ГТД: учеб. пособие. Куйбышев: Куйбышевский авиационный институт, 1990. 120 с.
10. Asgari H., Chen X.Q., Morini M., Pinelli M., Sainudin R., Spina P.R., Venturini M. NARX models for simulation of the start-up operation of a shaft gas turbine // Applied Thermal Engineering. 2015. V. 93. P. 368-376. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.074
11. Nikpey H., Assadi M., Breuhaus P. Development of an optimized artificial neural network model for combined heat and power micro gas turbines // Applied Energy. 2013. V. 108. P. 137-148. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.03.016



12. Tayarani-Bathaie S.S., Vanini Z.N.S., Khorasani K. Dynamic neural network-based fault diagnosis of gas turbine engines // *Neurocomputing*. 2014. V. 125. P. 163-165.

DOI: 10.1016/j.neucom.2012.06.050

13. Кузнецов А.В., Макарьянц Г.М. Разработка нейросетевой модели малоразмерного газотурбинного двигателя // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2016. Т. 15, № 2. С. 131-144.

DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-131-144.

14. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2003. 616 с.

## MICRO GAS TURBINE ENGINE IMITATION MODEL

© 2017

**A. V. Kuznetsov** postgraduate student; Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [a.v.kuznetsov91@mail.ru](mailto:a.v.kuznetsov91@mail.ru)

**G. M. Makaryants** Doctor of Science (Engineering), Assistant Professor; Professor of the Department of Power Plants Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [georgy.makaryants@gmail.com](mailto:georgy.makaryants@gmail.com)

Benches are widely used in the process of creating automatic control systems (ACS) for gas turbine engines (GTE). The engine work is simulated via mathematical models. The model is supposed to be highly accurate in conditions of quite rapid calculation of the engine main parameters in both steady-state conditions and transient processes. A simulation model of a micro gas turbine Jet Cat P-60 engine is presented in the article. The model is based on the data obtained from generalized engine performance. A simulation model of a small-sized gas turbine engine is developed by plotting the rotor acceleration against the rotor rotational speed and the combustion chamber fuel consumption at each moment of time. The results of simulating the engine operation are compared with the experimental data obtained with increasing the GTE operation mode. The average modeling error value is obtained: 1.04% (ambient temperature is 288 K), 2.58% (249 K). It is acceptable for an adequate simulation of the GTE bench performance.

*Micro gas turbine engine; generalized performance; mathematical model; automatic control system; JetCat.*

---

*Citation:* Kuznetsov A.V., Makaryants G.M. Micro gas turbine engine imitation model. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 65-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-65-74

## References

1. Gol'berg F.D., Batenin A.V. *Matematicheskie modeli gazoturbinnnykh dvigateley kak ob"ektov upravleniya* [Mathematical models of gas turbine engines as objects of control]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 1999. 79 p.

2. Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N., Krupenich I.N., Ostapuk Ya.A., Filinov E.P. Computer-aided system of virtual gas turbine engine testing. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5(47), part 3. P. 113-119. (In Russ.)

3. Badami M., Ferrero M.G., Portoraro A. Dynamic parsimonious model and experimental validation of a gas microturbine at part-load conditions. *Applied Thermal Engineering*. 2014. V. 75. P. 14-23. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.047

4. Arsalis A. Thermo-economic modeling and parametric study of hybrid SOFC-gas turbine-steam turbine power plants ranging from 1.5 to 10MWe. *Journal of Power Sources*. 2008. V. 181. P. 313-326. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2007.11.104

5. Hosseinalipour S.M., Razaghi E., Abdolahi M. Static and dynamic mathematical modeling of a micro gas turbine. *Journal of Mechanics*. 2013. V. 29, Iss. 02. P. 327-335. DOI: 10.1017/jmech.2013.3

6. Boyko L.G., Karpenko E.L., Ahtemenko Yu. Method of calculating GTE gas-thermodynamic parameters with blade row description of an axial multistage compressor. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 3 (41), part 2. P. 31-39. (In Russ.)

7. Akhmedzyanov D.A. Non-stable regimes of aviation GTE. *Vestnik UGATU*. 2006. V. 7, no. 1. P. 36-46. (In Russ.)

8. Shendaleva E.V. Gas turbine engine simulation in state space: dynamic aspect. *Vestnik SibADI*. 2012. No. 5 (27). P. 106-111. (In Russ.)

9. Gimadiev A.G., Shakhmatov E.V., Shorin V.P. *Sistemy avtomaticheskogo regulirovaniya aviatsionnykh GTD: uchebnoe posobie* [Aircraft gas turbine engine automatic control systems]. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1990. 120 p.

10. Asgari H., Chen X.Q., Morini M., Pinelli M., Sainudin R., Spina P.R., Venturini M. NARX models for simulation of the start-up operation of a shaft gas turbine. *Applied Thermal Engineering*. 2015. V. 93. P. 368-376. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.074

11. Nikpey H., Assadi M., Breuhaus P. Development of an optimized artificial neural network model for combined heat and power micro gas turbines. *Applied Energy*. 2013. V. 108. P. 137-148. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.03.016

12. Tayarani-Bathaie S.S., Vanini Z.N.S., Khorasani K. Dynamic neural network-based fault diagnosis of gas turbine engines. *Neurocomputing*. 2014. V. 125. P. 163-165. DOI: 10.1016/j.neucom.2012.06.050

13. Kuznetsov A.V., Makaryants G.M. Development of a neural network model of a micro gas turbine engine. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 2. P. 131-144. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-2-131-144

14. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2003. 616 p.