

УДК 629.7.035.6

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАПУСКА АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Н. А. МУХАММЕДОВ<sup>1</sup>, В. В. ЧЕРВОНЮК<sup>2</sup>

<sup>1</sup>muhammedov.na@gmail.com, <sup>2</sup>sau@npo-saturn.ru

ОАО «НПО «Сатурн»

Поступила в редакцию 16.12.2015

**Аннотация.** Рассматривается метод расчета параметров ГТД в процессе запуска на земле с применением поэлементных динамических математических моделей. Предложен способ экстраполяции характеристик осевых компрессоров в область низких частот вращения. Подтверждена точность, необходимая для решения задач управления и формирования требований к агрегатам системы запуска.

**Ключевые слова:** авиационный газотурбинный двигатель; запуск; математическое моделирование; характеристики компрессоров; экстраполяция.

### ВВЕДЕНИЕ

Несмотря на широкое распространение методов математического моделирования, расчет запуска газотурбинного двигателя остается сложной технической задачей, поскольку в процессе запуска как лопаточные машины, так и камера сгорания работают в области неустановившейся аэродинамики, в связи с чем использование методик, применяемых для расчета рабочих режимов, оказывается неэффективным. Разработка методики расчета режима запуска позволит значительно сократить объемы дорогостоящих стендовых, летных и специальных испытаний.

### ФОРМИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

В связи с тем, что запуск является переходным режимом, в процессе которого термогазодинамические параметры значительно меняются во времени, оптимальной для точного описания процесса является поузловая динамическая математическая модель [1], имеющая структуру, приведенную на рис. 1. В данном примере рассматривается модель двухконтурного двухвального ГТД со смешением потоков.

Эффективность применения поэлементных динамических математических моделей подтверждена опытом их использования для расчетов динамических режимов, как относительно плавных, таких как повышение и снижение режима, так и скоротечных, таких как приемистости, сбросы, срабатывания систем защиты от

помпажа или раскрутки турбины при обрыве кинематической связи с компрессором.

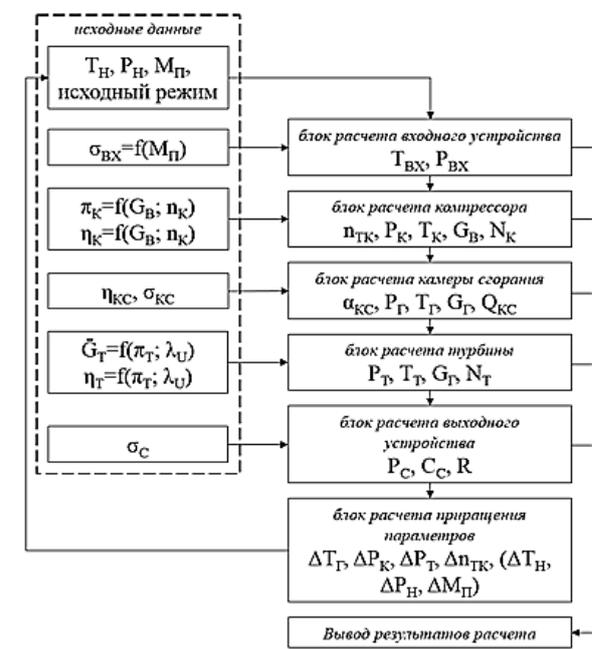


Рис. 1. Структура динамической поэлементной математической модели ГТД

В модели учитываются инерционности роторов, сжимаемость газа в сосредоточенных объемах, зависимость теплофизических свойств газа ( $k$ ,  $R$ ,  $C_p$ ) от температуры, отборы воздуха на охлаждение конструкции и утечки по газозвоздушному тракту.

Как правило, принимаются следующие допущения:

- характеристики компрессоров и турбин принимаются квазистационарными;
- поток считается одномерным;
- характеристики узлов считаются постоянными, не зависящими от их теплового состояния;
- не учитывается теплообмен с элементами конструкции ГТД.

### ФОРМИРОВАНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

Исходными данными для расчета являются:

- внешние условия на входе в двигатель (в том числе и исходный режим работы);
- характеристики основных узлов (лопаточных машин, камеры сгорания и других);
- пневмосхема;
- геометрические характеристики;
- величины потерь по тракту;
- характеристики пускового устройства.

Методы расчета характеристик лопаточных машин основываются на применении уравнения Новье-Стокса и имеют ряд допущений, не позволяющих определять характеристики, соответствующие области запуска.

Для расчета режима запуска необходимо экстраполировать характеристики лопаточных машин в область частот вращения ниже частоты вращения малого газа, а характеристики камеры сгорания – в область низких температур ( $T_K^*$ ), давлений ( $P_K^*$ ) и скоростей потока ( $C_K$ ) на входе.

Существуют различные методики экстраполяции характеристик лопаточных машин, изложенные в [2, 3, 4, 5, 6], в работе рассмотрены две из них.

Первая методика, предложенная Мунсоном [5] и упоминаемая в ряде других работ, основывается на предположении, что в области низких частот вращения ( $n$ ) компрессор работает как винт, т.е. расход воздуха через него меняется пропорционально частоте вращения ротора. При этом крутящий момент компрессора ( $M_K$ ) на пусковых режимах с достаточной точностью определяется уравнением

$$M_K = c \cdot n^2, \tag{1}$$

где  $c$  – постоянный коэффициент.

Из чего следует, что, зная параметры компрессора на режиме малого газа (МГ), можно экстраполировать их в область запуска, используя следующие зависимости для расхода воздуха ( $G_B$ ), работы ( $L_K$ ) и мощности ( $N_K$ ) компрессора:

$$\frac{G_B}{G_{B\_МГ}} = \frac{n}{n_{МГ}}, \tag{2}$$

$$\frac{L_K}{L_{K\_МГ}} = \left( \frac{n}{n_{МГ}} \right)^2, \tag{3}$$

$$\frac{N_K}{N_{K\_МГ}} = \left( \frac{n}{n_{МГ}} \right)^3. \tag{4}$$

Основным недостатком данной методики является то, что воздух рассматривается как несжимаемое тело (расход прямо пропорционален частоте вращения). Для устранения этого недостатка, в методике, предложенной Уэйном Секстоном [6], используется большой объем априорной информации, для чего по известным напорным ветвям определяются коэффициенты ( $p, q, r$ ), связывающие зависимости:

$$\frac{G_B}{G_{B\_МГ}} = \left( \frac{n}{n_{МГ}} \right)^p, \tag{5}$$

$$\frac{L_K}{L_{K\_МГ}} = \left( \frac{n}{n_{МГ}} \right)^q, \tag{6}$$

$$\frac{N_K}{N_{K\_МГ}} = \left( \frac{n}{n_{МГ}} \right)^r. \tag{7}$$

По указанным методикам была проведена экстраполяция верифицированных характеристик компрессора, результаты которой приведены на рис. 2.

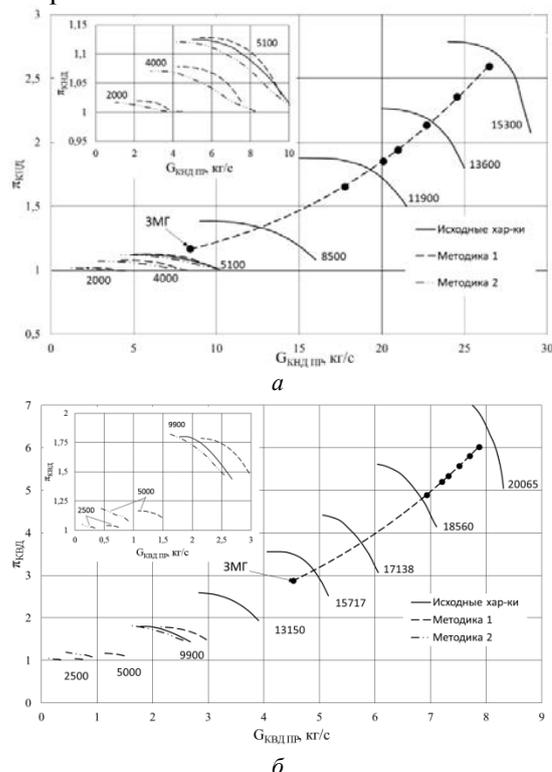


Рис. 2. Характеристики КНД (а) и КВД (б), экстраполированные в области запуска

Для верификации результатов экстраполяции использовались последние известные

напорные ветви, соответствующие 5100 об/мин для КНД и 9900 об/мин для КВД, соответственно.

Поскольку традиционно адиабатический КПД компрессора ( $\eta_k$ ) определяется в соответствии с формулой:

$$\eta_k = \frac{\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\frac{T_k^*}{T_{ВХ}} - 1}, \quad (8)$$

в области низких частот вращения, где степень повышения давления воздуха  $\pi_k \approx 1$ , а температура  $T_k^* \approx T_{ВХ}$ , определение эффективности компрессора невозможно, поэтому для экстраполяции КПД компрессора используется следующая методика.

Определяется моментная характеристика компрессора вида:

$$M_k = f(G_B, n), \quad (9)$$

которая экстраполируется в область низких частот вращения, в соответствии с зависимостями (10), аналогично первой методике, или (11), аналогично второй методике.

$$\frac{M_k}{M_{k\_МГ}} = \left( \frac{n}{n_{МГ}} \right)^2, \quad (10)$$

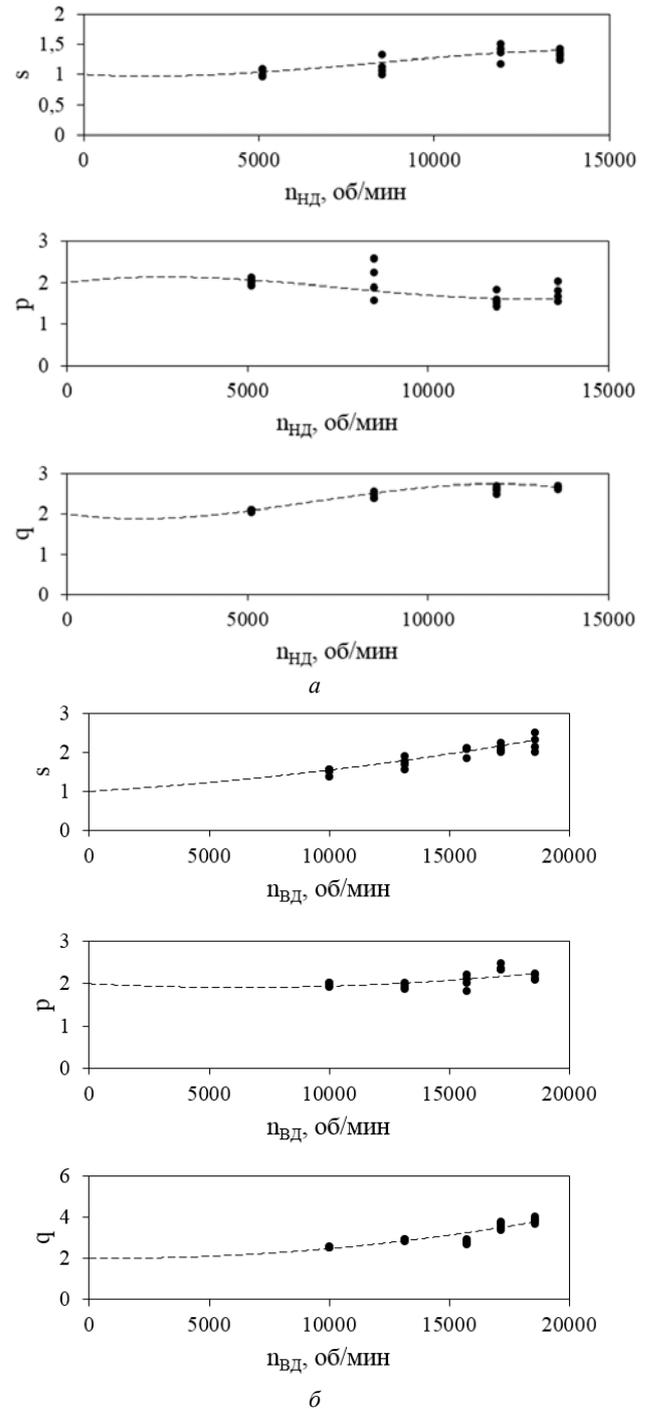
$$\frac{M_k}{M_{k\_МГ}} = \left( \frac{n}{n_{МГ}} \right)^s. \quad (11)$$

Далее, в соответствии с формулой (12) вычисляется значение адиабатического КПД:

$$\eta_k = \frac{30}{\pi} \cdot \frac{k \cdot R_B \cdot T_{ВХ}^*}{k-1} \cdot \left( \pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cdot \frac{G_B}{n \cdot M_k}. \quad (12)$$

Как видно из графиков, обе методики экстраполяции показывают схожие результаты для компрессора низкого давления, что связано с тем, что в области низких частот вращения в КНД реализуются низкие степени повышения давления  $\pi_{КНД}^* \approx 1,2$ , при которых эффект сжимаемости воздуха проявляется в малой степени.

Для компрессора высокого давления большую сходимость результатов обеспечила методика Готье (методика 1), учитывающая сжимаемость рабочего тела. Однако, по сравнению с методикой Секстона (методика 2), экстраполированные напорные ветви отличаются заниженными расходами воздуха. Рассмотрим более подробно изменение коэффициентов степеней  $p$ ,  $s$  и  $q$  в известной области частот вращения. На рис. 3 приведены изменения коэффициентов степеней  $p$ ,  $s$  и  $q$ .



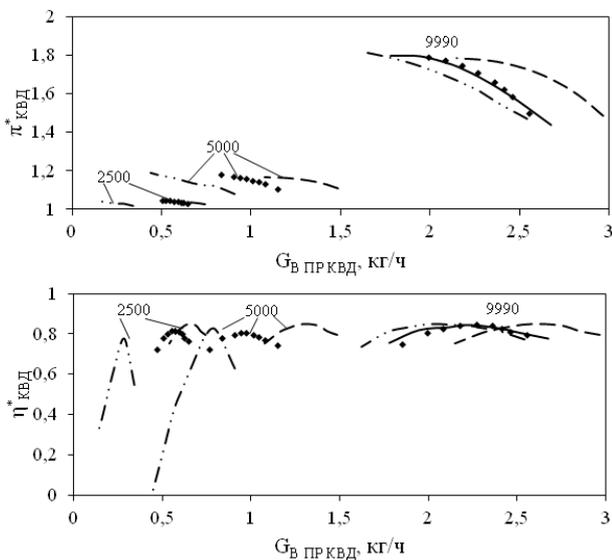
**Рис. 3.** Изменение коэффициентов степеней  $s$  ( $G_B$ ),  $p$  ( $\pi_k^*$ ) и  $q$  ( $M_k$ ) в зависимости от частот вращения компрессоров низкого (*a*) и высокого (*б*) давлений

Как видно из графиков, коэффициенты, полученные для компрессора низкого давления, близки к значениям  $s \approx 1$ ,  $p \approx 2$  и  $q \approx 2$ , соответственно, используемым в экстраполяции по методике Секстона. В случае компрессора высокого давления, при экстраполяции используются значения  $s \approx 1,5$ ,  $p \approx 2$ ,  $q \approx 2,5$ , то есть значительно отличающиеся от используемых по методике Секстона.

Очевидно, что при понижении частоты вращения ротора, эффекты сжимаемости проявляются в меньшей мере, а значит, значения коэффициентов должны стремиться к значениям  $s \approx 1$ ,  $r \approx 2$ ,  $q \approx 2$ . В методике Готье коэффициенты степеней считаются постоянными в области низких частот вращения, что вносит ошибку экстраполяции.

Для устранения этого недостатка предлагается использовать переменные коэффициенты степеней, в соответствии с трендами, приведенными на рис. 3.

С переменными коэффициентами степеней выполнен расчет характеристик компрессора высокого давления, результаты которого приведены на рис. 4.



**Рис. 4.** Сравнение характеристик КВД, экстраполированных в области запуска:

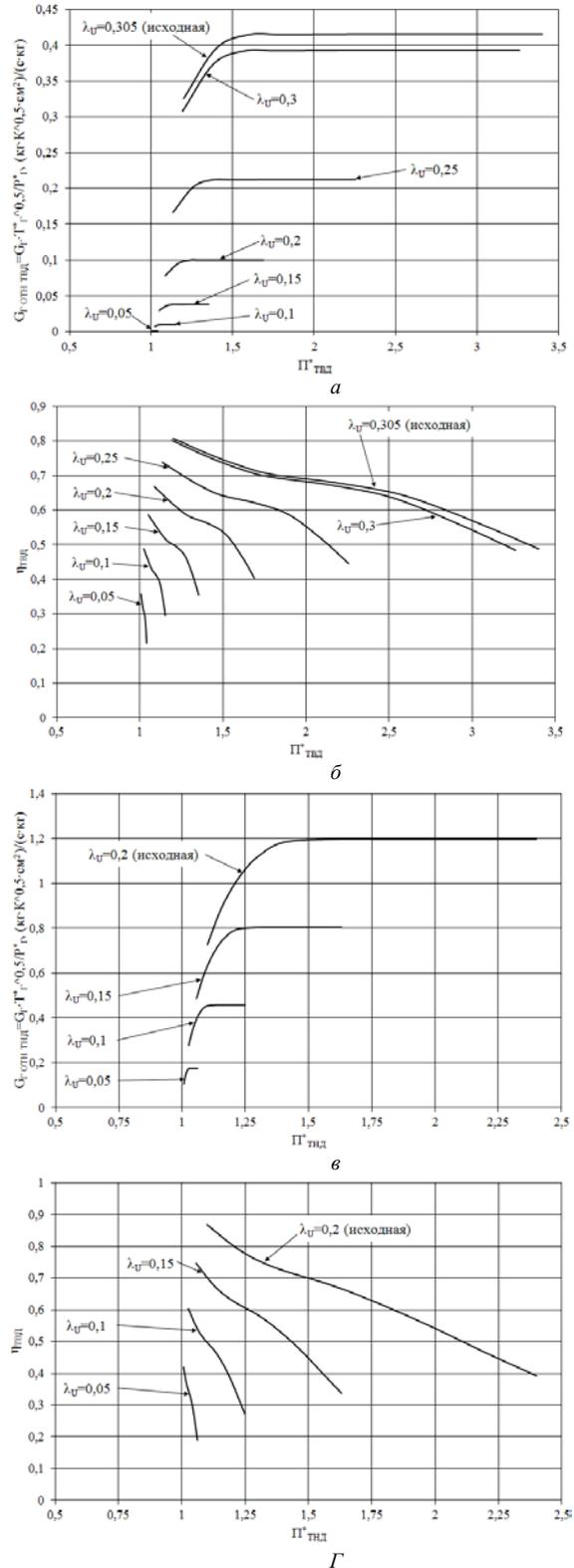
- — — — исходные,
- - - - по методике Секстона,
- • - • - по методике Готье,
- ■ ■ — с учетом переменных коэффициентов степеней

Как видно из графика, использование переменных коэффициентов степеней обеспечило наилучшую сходимость результатов расчета напорной ветви (НВ), соответствующей приведенной частоте вращения пвд пр=9990 об/мин.

Методика экстраполяции характеристик турбины принципиально не отличается от методики экстраполяции характеристик компрессора. Однако параметры (относительный расход газа, степень понижения давления и коэффициент полезного действия) зависят не только от частоты вращения ротора, но и от

значительно меняющейся температуры газа перед турбиной.

Полученные в соответствии с приведенной методикой характеристики представлены на рис. 5.



**Рис. 5.** Результаты экстраполяции характеристик турбин высокого (а, б) и низкого (в, г) давлений

## РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

С экстраполированными по предлагаемой методике (с применением переменных показателей степеней) характеристиками был проведен расчет режима запуска от момента розжига до выхода на режим ЗМГ в условиях  $T_H=288,15\text{ К}$ ,  $P_H=1,033\text{ кгс/см}^2$ , полученные результаты приведены на рис. 6. Для исключения влияния погрешностей, вносимых моделью топливорегулирующей аппаратуры, расход топлива задавался в соответствии с реально зафиксированным во время стендовых испытаний двигателя.

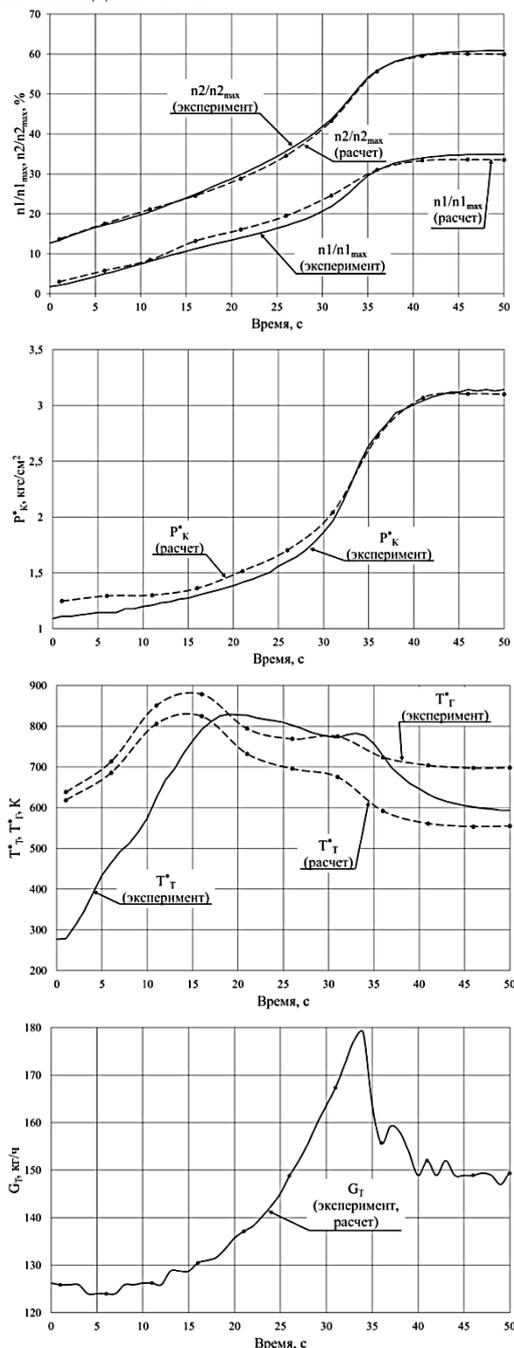


Рис. 6. Результаты расчета запуска авиационного газотурбинного двигателя от розжига до режима земного малого газа

Анализ результатов расчета и их сравнение с результатами стендового запуска показали:

- поузловая динамическая модель обеспечивает выполнение расчета с необходимой для решения задач проектирования системы запуска точностью;
- отличия расчетных и экспериментальных значений частот вращения роторов и давления воздуха за компрессором не оказывают значительного влияния на точность расчета;
- отличия расчетной и экспериментальной температуры газа за турбиной обусловлены тем, что измеренное значение температуры  $T^*_T$  искажается вследствие инерционности термопреобразователей;
- переменный коэффициент полноты сгорания топлива в КС, характеризующий не только процесс горения топливоздушной смеси, но и аккумуляцию тепла конструкцией, подобранный в ходе расчета, обеспечил значительную точность определения уровня максимальной температуры газа за турбиной, что особенно важно для проектных расчетов запуска;
- для получения более точных результатов экстраполяции характеристик компрессора с применением априорной информации об изменении параметров в области низких режимов (вторая методика), следует рассмотреть возможность расчета и последующей верификации большего количества напорных линий в области низких режимов.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Несмотря на принятые допущения, выбранная структура модели, методика экстраполяции характеристик лопаточных машин, методика учета аккумуляции тепла в конструкции обеспечили выполнение расчета режима запуска двигателя от момента розжига до выхода на режим земного малого газа с точностью, которая позволяет решать такие задачи, как:

- выбор и оптимизация характеристик пускового устройства;
- определение программы дозирования топлива, обеспечивающей оптимальное протекание параметров в процессе запуска;
- определение минимального времени запуска или минимальной температуры газа за турбиной в условиях заданных ограничений.

Улучшение модели может быть направлено на обеспечение расчета режима запуска в условиях, отличающихся от стандартных.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Сосунов В. А., Литвинов Ю. А.** Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. М. Машиностроение, 1975. 216 с. [V. A. Sosunov, U. A. Litvinov, *Off design performance of aircraft gas turbine engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroeniye, 1975, 216 p.]
2. **T. Palme, P. Waniczek and others.** Compressor map prediction by neural networks // *Journal of energy and power engineering* 6, 2012. pp. 1651-1662.
3. **Geoff Jones, Pericles Pilidis.** Extrapolation of compressor characteristics to the low-speed region for sub-idle performance modelling // *ASME 2002 GT 2002-30649*.
4. **Pavlos K. Zachos.** Gas turbine sub-idle performance modelling; Altitude relight and windmilling. Ph. D. Thesis // Cranfield University School of engineering, February 2010. 239 pages.
5. **Munson, B. R., D. F. Young, and T. H. Okiishi,** Fundamentals of Fluid Mechanics 3rd ed. update // New York: John Wiley & Sons, Inc., 1998.
6. **W. R. Sexton.** A method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed. // Virginia Polytechnic university, Blacksbourg, Virginia, May 2001. 112 pages.

## ОБ АВТОРАХ

**МУХАММЕДОВ Никита Атамуратович**, асп. РГАТУ имени П. А. Соловьева, начальник бригады расчетов САУ.

**ЧЕРВОНЮК Владимир Васильевич**, д-р техн. наук, вед. Спец. по системам управления ГТД авиационного, наземного и морского назначения.

## METADATA

**Title:** Aviation gas turbine engine sub-idle performance modeling

**Authors:** N. A. Muhammedov<sup>1</sup>, V.V. Chervoniuk<sup>2</sup>

**Affiliation:**

JSC "NPO "Saturn", Russia.

**Email:** <sup>1</sup> muhammedov.na@gmail.com,

<sup>2</sup> sau@npo-saturn.ru.

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 20, no. 1 (71), pp. 116-121, 2016. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** A review of gas turbine engines parameters during ground start design method using full components dynamic model is represented. Axial compressor characteristics sub-idle extrapolation method is proposed. Accuracy which is necessary to solve control tasks and formation requirements for startup system units is confirmed.

**Key words:** Aviation gas turbine engine, startup, mathematic modeling, axial compressor characteristics, extrapolation

**About authors:**

**MUHAMMEDOV, Nikita Atamuradovich**, Head brigade of ACS calculations, JSC "NPO "Saturn", graduate student of RSATU named after P. A. Solovyev.

**CHERVONIYUK, Vladimir Vacylievich**, Leading specialist in aviation, industrial and marine engine's ACS, brigade of ACS calculations, JSC "NPO "Saturn" Doctor of Tech. sciences