

УДК 62-574

С.В. ЕПИФАНОВ, Ф.Ф. СИРЕНКО, С.И. СУХОВЕЙ, Р.Л. ЗЕЛЕНСКИЙ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## СОЗДАНИЕ БЫСТРОСЧЕТНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЭТАПЕ ЗАПУСКА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ СИНТЕЗА СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

*Для уменьшения экономических и временных затрат при синтезе систем автоматического управления двигателя большая часть испытаний заменяется математическим моделированием. Методики для создания математических моделей рабочих режимов хорошо известны. Создание математических моделей этапа запуска усложняется в связи с рядом процессов, происходящих на этом этапе, таких как работа стартера и камеры сгорания. Это приводит к невозможности прямого использования методик, разработанных для формирования математических моделей рабочих режимов и к необходимости разработки новой методики для создания математических моделей запуска. Предлагаемый подход позволяет на достаточном уровне описать процессы, происходящие при запуске двигателя, для решения задачи синтеза законов управления двигателем.*

**Ключевые слова:** быстросчетная математическая модель, запуск, идентификация, параметры состояния, синтез системы автоматического управления, экспериментальные данные

### Введение

Запуск двигателя представляет собой сложный неустановившийся процесс перевода двигателя из нерабочего состояния на режим малого газа. Действующие нормативные документы в области обеспечения безопасности полетов выдвигают строгие требования к этапу запуска и его параметрам. Помимо нормативных требований, при управлении запуском необходимо учесть ряд ограничений, обусловленных особенностями двигателя.

К первой группе требований относятся обеспечение надежного, полностью автоматического, не требующего дополнительных регулировок запуска во широком диапазоне температур, давлений и влажности. Ко второй группе требований относятся ограничение максимального ускорения ротора газогенератора  $(\dot{n}_{ТК})_{\max}$  на этапе запуска, максимальной частоты вращения  $(n_{ТК})_{\max}$ , максимальной температуры газа за камерой сгорания  $(T_{Г}^*)_{\max}$ , скорости роста температуры за камерой сгорания  $(\dot{T}_{Г}^*)_{\max}$  и параметра  $(G_{Т}/P_{К}^*)$ , пропорционального коэффициенту избытка воздуха в камере сгорания.

Разработка систем автоматического управления (САУ) двигателями является актуальной задачей, для решения которой необходимо использовать математические модели двигателя на различных этапах его

работы. Значительное место среди этих моделей занимает математическая модель запуска, формирование которой имеет ряд специфических особенностей по отношению к широко известным моделям рабочих режимов [1]. Модель запуска необходима для моделирования следующих ситуаций [2]:

- ложный запуск;
- холодная прокрутка;
- работа двигателя со стартером и выключенной камерой сгорания;
- работа двигателя с включенной камерой сгорания;
- встречный запуск с подкруткой стартером и без нее в полете.
- запуск двигателя с авторотацией;
- ускоренный запуск с авторотацией.

К работе двигателя на этих этапах предъявляются строгие требования по надежности и максимальному времени их протекания. Так, например, при погасании камеры сгорания на низкой высоте из-за сбоев в автоматике топливной системы двигателя или по причине попадания вулканического пепла при наборе высоты необходимо провести ускоренный перезапуск с авторотацией. Согласно международным нормам, ускоренный перезапуск с авторотацией должен безотказно происходить на высотах от 0 до 5000 м при скоростях более  $100 \text{ М/с}$  в течение 15 секунд после прекращения подачи топ-

лива на максимальном режиме, причем ускоренный перезапуск считается успешным, если после 5 с после отключения подачи топлива двигатель может в течение 80...90 с выйти на тот же режим, что и до момента прекращения подачи топлива [3]. Сложно экспериментально отработать все возможные ситуации, которые возникают в эксплуатации, поэтому необходимо в максимальном объеме заменить эксперименты математическим моделированием.

Формально процесс запуска можно разделить на 3 этапа [4]:

– Этап раскрутки ротора двигателя стартером. Как и любой двигатель внутреннего сгорания, газотурбинный двигатель требует использования внешнего источника механической энергии.

– Этап раскрутки ротора двигателя стартером и турбиной. В начале этого этапа происходит розжиг камеры сгорания. По достижении определенной частоты вращения стартер самостоятельно не может продолжать дальнейшую раскрутку ротора, а турбина производит еще недостаточный крутящий момент. Поэтому дальнейшая раскрутка ротора происходит совместно от турбины и стартера.

– Этап окончательной раскрутки ротора до режима «малый газ». По достижении определенной частоты вращения мощность стартера становится малой, поэтому он отключается и дальнейшая раскрутка осуществляется только турбиной.

Некоторые двигатели, работающие по комбинированному циклу, имеют дополнительный этап «продувка» с целью устранения топлива из газоздушного тракта.

В табл. 1 приведены частоты вращения, при которых происходит переход от одного этапа к другому для различных двигателей.

Таблица 1

Основные параметры этапов  
запуска различных двигателей  
(в % от максимальной частоты вращения)

Двигатель	Розжиг камеры сгорания	Отключение стартера
Centaurus	20	60...70
501F Westinghouse	25	64
GE 7F	15	80
АИ-450М	15	48

Существует две основные стратегии создания математических моделей запуска. Первая заключается в экстраполяции экспериментально определенных характеристик узлов двигателя на этап запуска с использованием различных методик,

которые можно разделить на несколько основных категорий:

– методики экстраполяции характеристик, основанные на применении простейшего геометрического подобия напорных линий без учета физического смысла происходящих процессов [5];

– методики экстраполяции характеристик, основанные на применении геометрического подобия с привлечением априорной информации о термодинамических процессах, происходящих при запуске [6, 7];

– методики экстраполяции характеристик с привлечением большой статистической базы накопленных знаний о процессах запуска различных двигателей [8];

– методики, основанные на идентификации универсальных характеристик узлов по экспериментальным данным; в частности, широкое распространение получили методики, основанные на использовании моделей в форме нейронных сетей;

– методики, основанные на технике морфинга (метода моделирования формы объектов с помощью геометрических операций).

Вторая стратегия строится на аппроксимации изменения параметров состояния на этапе запуска различными полиномами.

Сложность применения первой стратегии обусловлена недостатком информации о процессах розжига камеры сгорания, отсутствием надежных универсальных методов экстраполяции характеристик из области рабочих режимов в область запуска и большим количеством необходимых исходных данных, получение которых приводит к увеличению объема испытаний, что противоречит самой цели моделирования. Вторая стратегия основана на использовании математических приемов и не может гарантировать получения модели, адекватной объекту в необходимом диапазоне рабочих условий. Как правило, модели, построенные по второй стратегии, могут описать только запуск, для которого произведена аппроксимация, и не могут быть применены при синтезе САУ.

Поэтому в данной работе развивается метод, предложенный в [9], который по своей сути является комбинацией методов первой и второй стратегии. В основу этого метода положена линейная динамическая математическая модель двигателя, т.к. данный вид модели дает представление процессов, протекающих на этапе запуска, удобное для решения задач синтеза САУ. Предложенная ранее в [9] методика построения модели была усовершенствована путем привлечения априорной информации о статических и динамических свойствах двигателя и экспериментальных данных для идентификации.

### 1. Структура и описание реализации математической модели запуска

Линейная динамическая математическая модель запуска имеет составную структуру, пример которой для вертолетного турбовального двигателя (ТВаД) представлен на рис. 1. Она состоит из статической и квазилинейной динамической моделей.

Эта модель используется для обработки алгоритмов управления двигателем в ситуациях, описанных выше. Дополнительно она может быть использована совместно с динамической моделью двигателя на рабочих режимах для моделирования переходных процессов, которые начинаются в области ниже малого газа, а оканчиваются выше: например, запуск двигателя и вывод его на взлетный режим.

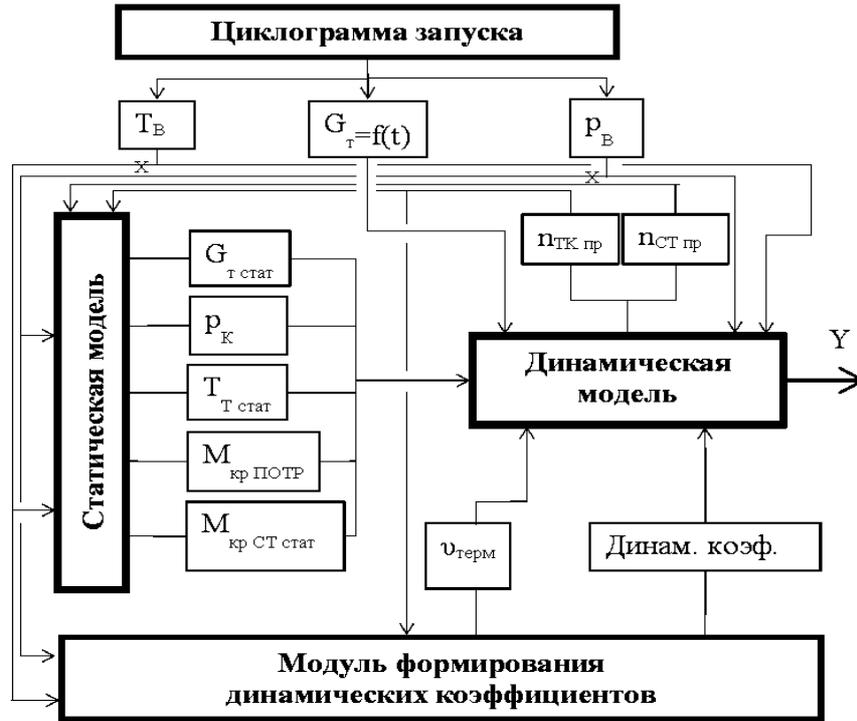


Рис. 1. Структура быстросчетной математической модели ТВаД

Динамическая математическая модель запуска и модель двигателя на режимах сходны по структуре [1], но имеют ряд особенностей, связанных с природой процессов, происходящих при запуске двигателя, таких как работа стартера, розжиг камеры сгорания, отсутствие установившейся работы до режима «малый газ». В основу модели положено решение методом Эйлера системы линейных дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases}
 \dot{n}_{TK} = a_{21} \cdot \Delta n_{CT} + a_{22} \cdot \Delta n_{TK} + b_{21} \cdot \Delta G_T + \\
 + b_{22} \cdot \Delta G_{отб. \text{ возд}} + b_{23} \cdot \Delta N + b_{24} \cdot M_{старт} \\
 \dot{n}_{CT} = \frac{1}{J} \cdot \frac{30}{\pi} \cdot (M_{CT \text{ стат}} - M_{ПОТР}) \\
 p_K = c_{11} \cdot \Delta n_{CT} + c_{12} \cdot \Delta n_{TK} + d_{11} \cdot \Delta G_T + \\
 + d_{12} \cdot \Delta G_{отб. \text{ возд}} + d_{13} \cdot \Delta N \\
 N_{CT} = c_{21} \cdot \Delta n_{CT} + c_{22} \cdot \Delta n_{TK} + d_{21} \cdot \Delta G_T + \\
 + d_{22} \cdot \Delta G_{отб. \text{ возд}} + d_{23} \cdot \Delta N \\
 T_T = c_{31} \cdot \Delta n_{CT} + c_{32} \cdot \Delta n_{TK} + d_{31} \cdot \Delta G_T + \\
 + d_{32} \cdot \Delta G_{отб. \text{ возд}} + d_{33} \cdot \Delta N
 \end{cases} \quad (1)$$

Исходными данными для моделирования процесса запуска являются циклограмма запуска, представляющая собой задаваемые зависимости

$$G_T = f(t), p_B = f(t), T_B = f(t),$$

«реперные точки» (частота вращения, при которой происходит розжиг камеры сгорания  $n_{TK \text{ розж}}$  и отключение стартера  $n_{TK \text{ розж}}$ ) а также моментная характеристика стартера  $M_{старт} = f(n_{TK})$ .

В исходном состоянии температуры и давления принимаются равными атмосферным, а остальные параметры двигателя равными нулю.

На каждом шаге решения уравнений по полученной на предыдущем шаге приведенной частоте вращения ротора высокого давления (в случае первого шага приведенная частота вращения принимается равной исходной) и параметрам на входе в двигатель с использованием статической модели определяются статические параметры (рис. 1).

Эти параметры передаются в квазилинейную динамическую модель, куда также передаются дина-

мические коэффициенты, предварительно определенные по характеристикам

$$a_{11 \text{ пр } i}, a_{12 \text{ пр } i}, \dots, d_{33 \text{ пр } i} = f(n_{\text{ТК пр } i-1}),$$

и заданный расход топлива ( $G_{\text{T } i} = f(t_i)$ ) для текущего шага.

В динамической модели определяются величины расхождений между динамическими значениями параметров на предыдущем шаге решения и статическими значениями параметров на текущем шаге решения:

$$\begin{aligned} \Delta n_{\text{ТК}} &= n_{\text{ТК } i-1} - n_{\text{ТК стат } i}; \\ \Delta n_{\text{СТ}} &= n_{\text{СТ } i-1} - n_{\text{СТ стат } i}; \\ \Delta G_{\text{T}} &= G_{\text{T } i-1} - G_{\text{T стат } i}; \\ \Delta N &= N_{\text{потр } i} - N_{\text{стат } i}. \end{aligned} \quad (2)$$

Далее по известным параметрам на текущем и предыдущем шагах определяются динамические значения для текущей итерации

$$(n_{\text{ТК } i}, n_{\text{СТ } i}, p_{\text{К } i}, N_{\text{СТ } i}, T_{\text{T } i}).$$

Описанная выше последовательность вычислений повторяется до окончания циклограммы запуска.

## 2. Статическая математическая модель

Рассмотрим построение статической модели с использованием априорной информации о двигателе и экспериментальных данных на примере ТВаД. На режимах ниже «малого газа» двигатель не имеет установившихся режимов. Это делает невозможным применение классических методов получения характеристик узлов и двигателя в целом, аппроксимированных по экспериментальным данным.

Однако для обеспечения универсальности динамической математической модели двигателя целесообразно использовать одну и ту же ее структуру (см. рис. 1) и для рабочих режимов, и для режима запуска. Это приводит к необходимости замены реальной статической характеристики упрощенной (условной), которую можно идентифицировать по результатам анализа стендовых запусков без дополнительных экспериментов. Суть анализа состоит в выявлении на статических характеристиках характерных точек, которые находятся ниже режима «малого газа» (рис. 2, 3). Наличие таких точек для ТВаД связано с тем, что при стендовых испытаниях нагрузка, создаваемая гидротормозом, меньше, чем нагрузка, создаваемая несущим винтом и трансмиссией вертолета на режиме малого газа.

Как видно из рис. 2, 3, физическая частота вращения ротора газогенератора возрастает с увеличением расхода топлива до момента, когда дви-

гатель выходит на установившийся режим. Частота вращения ротора газогенератора на установившемся режиме составляет 81% от частоты вращения на режиме «малый газ», в то время как расход топлива – 78%. Таким образом, мы получаем дополнительную точку на характеристике

$$G_{\text{T пр}} = f(n_{\text{ТК пр}}).$$

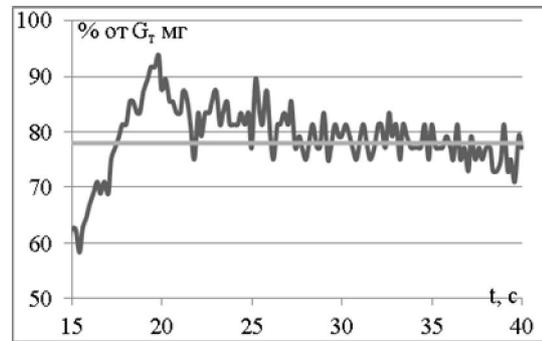


Рис. 2. Фрагмент запуска, на котором проводился анализ для определения дополнительных точек на характеристике  $G_{\text{T пр}} = f(n_{\text{ТК пр}})$

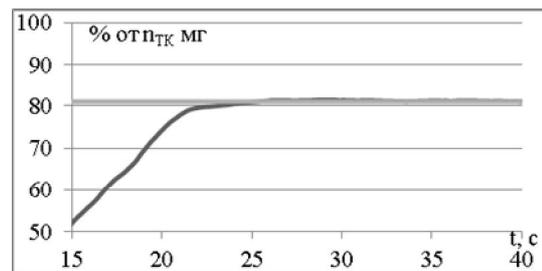


Рис. 3. Фрагмент запуска, на котором проводился анализ для определения дополнительных точек на характеристике  $G_{\text{T пр}} = f(n_{\text{ТК пр}})$ .

Проанализировав несколько запусков, нанесем имеющиеся дополнительные статические точки и проведем через них прямую линию, выходящую из начала координат (рис. 4).

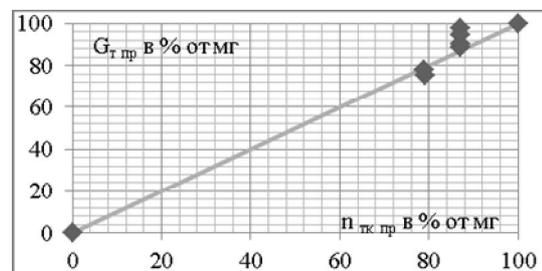


Рис. 4. Статическая характеристика

$$G_{\text{T пр}} = f(n_{\text{ТК пр}}).$$

В общем случае статические характеристики имеют нелинейный характер. Поэтому для их более корректной аппроксимации воспользуемся методи-

кой, предложенной в [9]. Она основана на представлении статических характеристик в виде трех участков, сопряженных по условию непрерывности производной: начального линейного, последующего нелинейного, а также участка в области рабочих режимов.

Для данного представления характеристик разработана процедура идентификации по результатам испытаний.

Примеры полученных зависимостей для давления за компрессором и крутящего момента нагрузки (потребителя) представлены на рис. 5, 6.

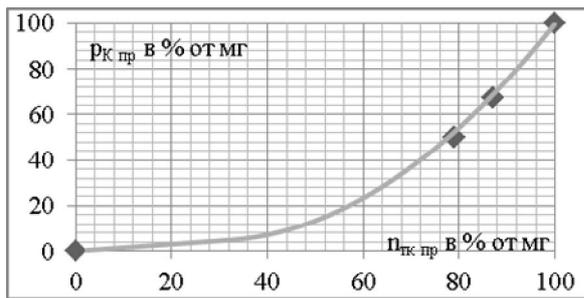


Рис. 5. Статическая характеристика  $P_{к пр} = f(n_{к пр})$

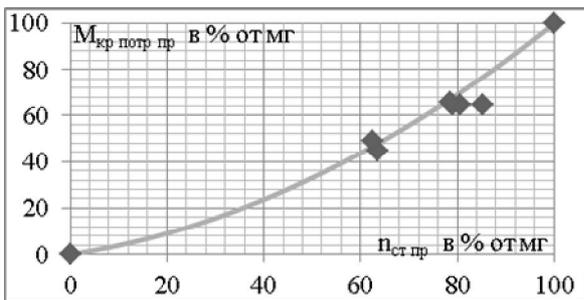


Рис. 6. Статическая характеристика  $M_{ПЮТР пр} = f(n_{СТ пр})$

Для приведения характеристик к стандартным условиям на входе в двигатель использованы зависимости, приведенные в [10].

Характеристики

$$T_{Т пр} = f(n_{ТК пр}) \text{ и } M_{кр СТ пр} = f(n_{СТ пр}, n_{ТК пр})$$

имеют другую форму, что связано с физической природой работы двигателя на низких режимах. Поэтому для их построения использован другой подход.

При снижении режима работы двигателя от "малого газа" до определенного уровня температура за турбиной падает, но далее начинается ее интенсивный рост. Это связано с низкой эффективностью работы турбины и малым расходом воздуха, проходящего через двигатель. Поэтому предлагается мо-

делировать температуру газа в сечении за турбиной с применением эмпирической зависимости

$$T_{Т пр} = T_{К пр} + K \frac{G_{Т} \cdot H_{u}}{G_{В} \cdot c_p}, \quad (3)$$

где  $T_{К пр}$  – значение температуры за компрессором;

$\frac{G_{Т} \cdot H_{u}}{G_{В} \cdot c_p}$  – параметр, учитывающий прирост темпера-

туры вследствие сгорания топлива в камере сгорания;  $K$  – коэффициент, учитывающий величину падения температуры, вызванной отбором тепла турбиной газогенератора и свободной турбиной (определяется из условия стыковки характеристик на рабочих режимах и на этапе запуска и принимается постоянным для всего запуска).

Расход воздуха через двигатель на этапе запуска неизвестен, но априорно известно, что он пропорционален квадрату частоты вращения.

Результаты построения характеристики  $T_{Т пр} = f(n_{ТК пр})$  приведены на рис. 7.

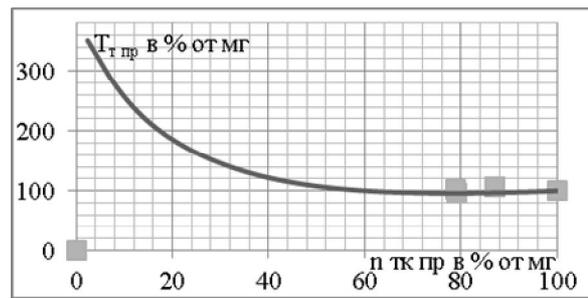


Рис. 7. Статическая характеристика  $T_{Т пр} = f(n_{ТК пр})$

Статическая характеристика крутящего момента свободной турбины зависит от двух параметров:  $n_{СТ пр}$  и  $n_{ТК пр}$ . Построение этой зависимости основывается на применении математической модели работы двигателя на рабочих режимах, а также априорного знания о линейном характере зависимости  $M_{кр СТ пр} = f(n_{СТ пр}, n_{ТК пр} = const)$  для различных  $n_{ТК пр}$ .

С помощью математической модели двигателя на рабочих режимах определена зависимость  $M_{кр СТ пр} = f(n_{СТ пр}, n_{ТК пр} = const)$ . Она имеет линейный характер (см. рис. 8), что подтверждает априорные знания. Далее выполнена экстраполяция характеристики  $M_{кр СТ пр} = f(n_{СТ пр}, n_{ТК пр})$  с использованием геометрического подобия линий постоянства частоты вращения газогенератора

( $n_{TK\text{ пр}} = \text{const}$ ), а также идентификация с применением экспериментальных данных. При экстраполяции предполагалось, что угол наклона характеристик неизменен во всем диапазоне запуска. Полученная характеристика приведена на рис. 8.

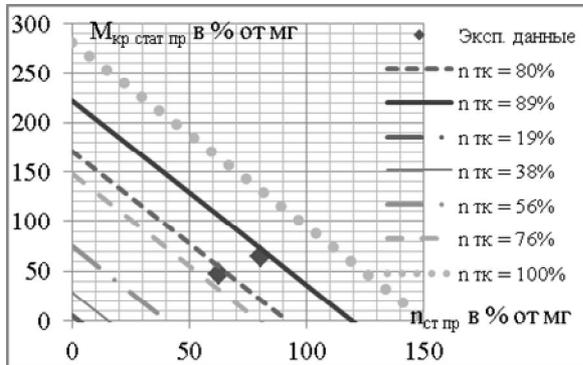


Рис. 8. Статическая характеристика  $M_{кр\text{ ст}} = f(n_{TK}, n_{CT})$

Таким образом, создав упрощенные характеристики и идентифицировав их по экспериментальным данным, можно сформировать динамическую математическую модель запуска, аналогичную по структуре математической модели рабочих режимов [1].

### 3. Квазилинейная динамическая математическая модель

При определении динамических коэффициентов уравнений (1) используют термогазодинамическую модель и методику ее линеаризации [1]. Данный подход не может быть применен для определения динамических коэффициентов на этапе запуска по причине отсутствия установившихся режимов и невозможности их моделирования с помощью термодинамической модели.

Поэтому нами применен другой подход на основе априорных знаний о характере изменения коэффициентов динамической модели на интервале между остановленным состоянием двигателя и режимом «малый газ».

Пример идентифицированной по экспериментальным данным зависимости коэффициента

$$b_{21\text{ пр}} = f(n_{TK\text{ пр}})$$

приведен на рис. 9.

При формировании квазилинейной динамической математической модели использованы следующие факты и допущения:

- параметры управления с малой степенью влияния можно не учитывать;
- частота вращения газогенератора и частота вращения свободной турбины являются аргумента-

ми как статической, так и динамической моделей, поэтому

$$\Delta n_{TK} = n_{TK\ i-1} - n_{TK\ \text{стат}\ i} = 0$$

и

$$\Delta n_{CT} = n_{CT\ i-1} - n_{CT\ \text{стат}\ i} = 0;$$

– динамическая модель ротора свободной турбины должна учитывать тот факт, что динамика переходного процесса зависит от момента инерции присоединенной массы, которая может быть различной (фактически она зависит от того, чем загружается свободная турбина – несущим винтом вертолета с трансмиссией или гидротормозом).

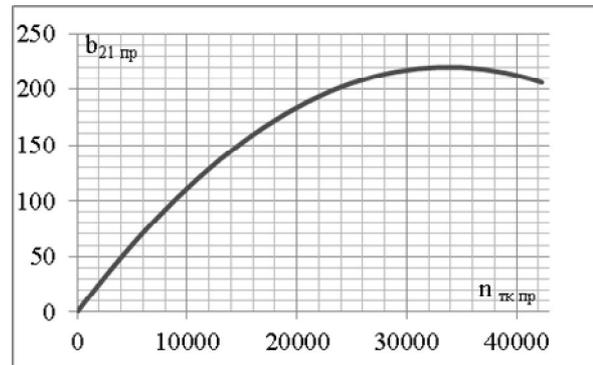


Рис. 9. Зависимость  $b_{21\text{ пр}} = f(n_{TK\text{ пр}})$

Учитывая эти сведения, преобразуем систему уравнений (1) к следующему виду:

$$\begin{cases} \dot{n}_{TK} = b_{21} \cdot \Delta G_T + b_{24} \cdot M_{\text{старт}} \\ \dot{n}_{CT} = \frac{1}{J} \cdot \frac{30}{\pi} \cdot (M_{CT\ \text{стат}} - M_{\text{ПОТР}}) \\ p_K = d_{11} \cdot \Delta G_T + d_{13} \cdot \Delta N \\ N_{CT} = d_{21} \cdot \Delta G_T + d_{23} \cdot \Delta N \\ T_T = d_{31} \cdot \Delta G_T + d_{33} \cdot \Delta N \end{cases} \quad (4)$$

Для учета тепловой инерционности термопары модель температуры в сечении за турбиной необходимо дополнить моделью термопары, представленной инерционным звеном:

$$v \cdot \frac{dT_{TP}}{dt} + T_{TP} = T_T \quad (5)$$

Для оценивания постоянной времени по экспериментальным данным выразим  $T_T$  из системы уравнений (4), подставим в (5) и решим полученное уравнение относительно  $v$ :

$$v = (T_{T\ \text{стат}} + d_{31} \cdot \Delta G_T + d_{33} \cdot \Delta N) - \frac{\Delta T_{TP}}{\Delta t} - T_{TP} \quad (6)$$

где  $\frac{\Delta T_{TP}}{\Delta t}$  и  $T_{TP}$  определяются из экспериментальных данных.

#### 4. Идентификация стартера

Запуск двигателя осуществляется с помощью стартера. Стартер работает с момента начала запуска двигателя и до момента его отключения при определенной частоте вращения.

Важным для идентификации стартера является то, что с определенной частоты вращения, помимо стартера, ротор газогенератора также раскручивается и турбиной.

Если известна характеристика стартера

$$M_{кр пр} = f(n_{ТК пр}),$$

то оцениваемым при идентификации параметром является  $b_{24}$ . Если по каким либо причинам характеристика стартера неизвестна, идентифицируемым параметром является  $b_{24} \cdot M_{кр старт}$ .

Таким образом, первое уравнение системы (4) необходимо решить относительно  $b_{24} \cdot M_{кр старт}$  либо  $b_{24}$ :

$$b_{24} \cdot M_{старт} = \dot{n}_{ТК} - b_{21} \cdot \Delta G_T, \quad (7)$$

В этом уравнении  $\dot{n}_{ТК}$  определяется по экспериментальным данным, а  $b_{21}$  и  $\Delta G_T$  получаются из соответствующих характеристик.

#### 5. Результаты моделирования

В данном разделе представлены результаты моделирования процесса запуска турбовального двигателя.

На рис. 10 – 16 изображены реальные экспериментальные запуски и запуски, смоделированные с использованием описанной линейной динамической модели.

На вход в модель подается расход топлива, измеренный в эксперименте (рис. 10).

Как видно из рис. 10 – 16, модель достаточно качественно отображает процессы земного запуска.

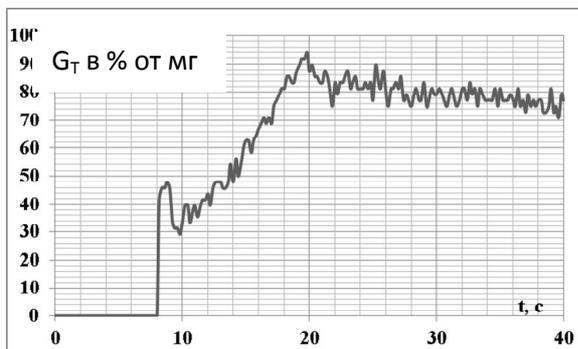


Рис. 10. Экспериментальный расход топлива

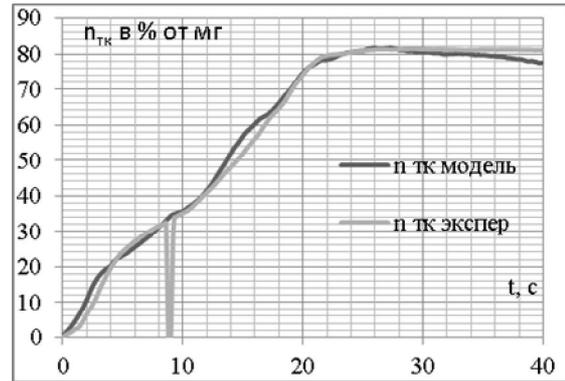


Рис. 11. Моделирование частоты вращения ротора газогенератора

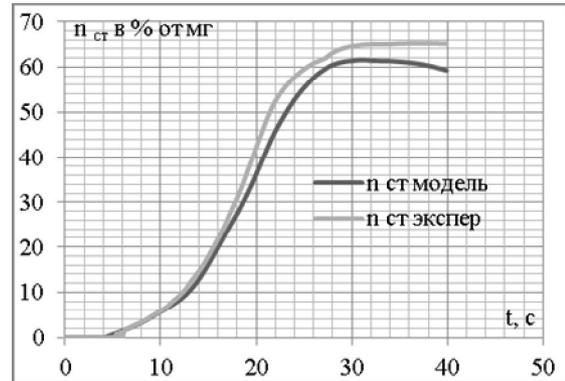


Рис. 12. Моделирование частоты вращения ротора свободной турбины

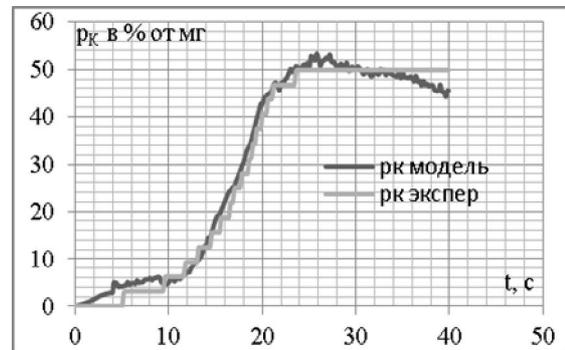


Рис. 13. Моделирование давления воздуха за компрессором

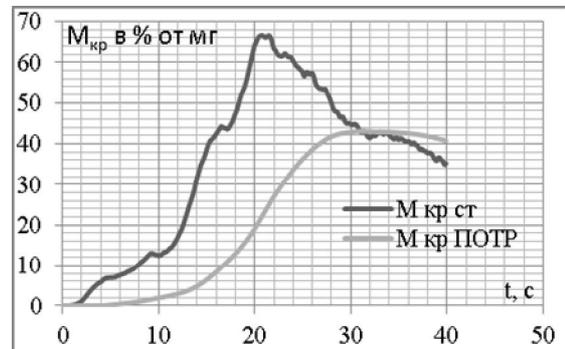


Рис. 14. Моделирование крутящего момента свободной турбины и нагрузки (обе кривые получены по результатам моделирования)

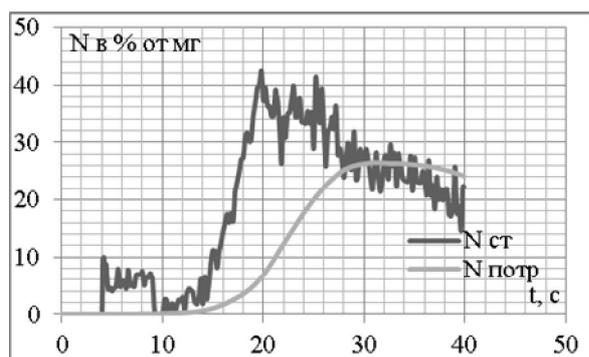


Рис. 15. Моделирование мощности свободной турбины (обе кривые получены по результатам моделирования)

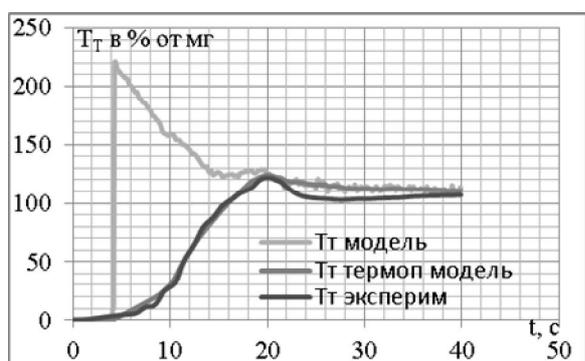


Рис. 16. Моделирование температуры в месте установки термопары

### Выводы

Создана линейная динамическая модель запуска, которая может быть использована как автономно для моделирования явлений, происходящих на запуске (холодная прокрутка, ложный запуск и т.д.), так и совместно с моделью рабочих режимов для отработки процессов запуска и выхода на различные режимы. Модель сформирована на основе априорных знаний о процессах, происходящих в двигателе на этапе запуска, и анализа экспериментальных данных. В ее основу положен ряд допущений и упрощений, поэтому она не может быть использована для термодинамических расчетов, но имеет достаточную точность для синтеза и отработки системы автоматического управления и позволяет совместно с моделью рабочих режимов охватить весь диапазон условий работы двигателя.

Данная работа не решает в полной мере все вопросы, возникающие на этапе запуска, поэтому необходимо продолжить исследования в следующих направлениях:

- моделирование запуска в воздухе при авто-ротации с использованием стартера и без него;
- моделирование встречного запуска;
- изучение влияния изменения угла наклона прямых  $n_{TK} = \text{const}$  на характеристике

$$M_{кр\ CT} = f(n_{TK}, n_{CT});$$

- более детальное изучение области стыковки модели запуска и модели рабочих режимов.

### Литература

1. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей [Текст]: моногр. / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.
2. Sogkyun, Kim. Real-time engine modeling of a three shafts turbofan engine: from sub-idle to max power rate [Text] / Kim Sogkyun, Ellis Sean, Mark Challenger // ASME paper GT2006-90656. – 7 p.
3. Sog-Kyun, Kim. Surge margin tracking for active control of quick windmill relighting [Text] / Kim Sog-Kyun, Ian A. Griffin, Haydn A. Thompson, Peter J. Fleming // ASME paper GT2004-53730. – 8 p.
4. Kim, J.H. Dynamic simulation of full start-up procedure of heavy duty gas turbines [Text] / J.H. Kim, T.W. Song, T.S. Kim, S.T. Ro // ASME paper GT2001-0017. – 8 p.
5. Shaun, R Donald Gauthier A simple sub-idle component map extrapolation method [Text] / R. Shaun, J.E. Gaudet // ASME paper GT2007-27193. – 9 p.
6. Joachim, K. Correlations hidden in compressor maps [Text] / K. Joachim // ASME paper GT2011-45519. – 10 p.
7. Drummond, Chris. Improved compressor maps using approximate solutions of Moore Greitzer model [Text] / Chris Drummond, Craig R. Davison // ASME paper GT2009-60148. – 9 p.
8. Agrawal, R.K. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics [Text] / R.K. Agrawal, M. Yunis // ASME. – 1982. – V.104. – P. 194 – 201.
9. Экспериментально-расчетная методика построения линейной динамической математической модели процесса запуска ГТД [Текст] / С.И. Суховей, С.В. Епифанов, Е.В. Павлюк, Т.В. Кулик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 9/56. – С. 147 – 151.
10. Любомудров, Ю.В. Применение теории подобия при проектировании систем управления газотурбинных двигателей [Текст]: моногр. / Ю.В. Любомудров. – М.: Машиностроение, 1971. – 200 с.

Поступила в редакцию 15.05.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции авиационных двигателей Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**СТВОРЕННЯ ШВИДКОРАХІВНОЇ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ  
ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГУНА НА ЕТАПІ ЗАПУСКУ  
ДЛЯ РІШЕННЯ ЗАДАЧ СИНТЕЗУ СИСТЕМ  
АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ**

*С.В. Єпіфанов, Ф.Ф. Сіренко, С.І. Суховій, Р.Л. Зеленський*

Для зменшення економічних і часових витрат при синтезі систем автоматичного керування двигуна більша частина випробувань замінюється математичним моделюванням. Методики для створення математичних моделей робочих режимів добре відомі. Створення математичних моделей етапу запуску є складним завданням через ряд процесів, що відбуваються на цьому етапі, таких як робота стартера та камері згоряння. Це призводить до неможливості використання методик для математичних моделей робочих режимів і необхідності розробки нової методики для створення математичних моделей запуску. Запропонований підхід до моделювання етапу запуску дозволяє на достатньому рівні описувати процеси, що відбуваються при запуску двигуна, для рішення задачі синтезу законів управління двигуном на етапі запуску.

**Ключові слова:** швидкорухлива математична модель, запуск, ідентифікація, параметри стану, синтез системи автоматичного керування, експериментальні дані.

**CREATING A QUICK PROCEEDING MATHEMATICAL MODEL  
OF A TURBOSHAFT ENGINE STARTING SIMULATION  
FOR AUTOMATIC CONTROL SYSTEM SYNTHESIS PURPOSES**

*S.V. Yepifanov, F.F. Sirenko, S.I. Sukhovej, R.L. Zelensky*

To reduce the economic and time costs during control systems' synthesis process, most of engine tests are replaced by mathematical modeling. Methods to create mathematical models of engine operation modes from idle to maximal are well known. Creation of engine starting mathematical models is complex task due to number of processes occurring at this phase, such as starter and combustion chamber operation. This leads to the inability for using techniques to model engine operation from idle to maximal operation mode and necessity to develop a new technique for starting mathematical models creating. The proposed approach allows starting process modeling with enough precision, to solve problems of synthesizing control laws during engine startup phase.

**Key words:** quick proceeding mathematical model, starting, identification, state parameters, automatic control system synthesis, experimental data.

**Єпіфанов Сергей Валерьевич** – д-р техн. наук, проф, заведуючий кафедрой конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

**Сіренко Фелікс Феліксович** – аспірант кафедри конструкції авіаційних двигателів Національного аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

**Суховей Сергей Иванович** – канд. техн. наук, доц, доцент кафедри конструкції авіаційних двигателів Національного аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

**Зеленський Роман Леонидович** – асистент кафедри конструкції авіаційних двигателів Національного аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.