

УДК 621.4

С. В. ЕПИФАНОВ, д-р техн. наук, проф.; зав. каф. НАКУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков;

Ф. Ф. СИРЕНКО, ассистент НАКУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков;

С. И. СУХОВЕЙ, канд. техн. наук, доц.; доц. НАКУ им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ СИНТЕЗЕ МОДЕЛЕЙ ЗАПУСКА

Статья посвящена некоторым аспектам актуальной проблемы моделирования процессов, происходящих на этапе запуска газотурбинного двигателя. Такие модели необходимы для создания систем автоматического управления двигателями и тренажеров. Показано, что традиционный подход, основанный на экстраполяции характеристик узлов на область запуска, обладает существенными недостатками. Предложен альтернативный подход, при котором процесс запуска моделируется с использованием линейной динамической модели, идентифицируемой на базе упрощенной статической модели с широким применением экспериментальных и априорных знаний. Приведена структура модели запуска, которая совпадает со структурой математической модели двигателя на рабочих режимах, и ее математическая формализация. Проанализированы источники априорной информации и определено её место в формировании модели с использованием идентификации. Особое внимание в статье уделено синтезу упрощенной статической характеристики на базе априорной и экспериментальной информации.

Ключевые слова: запуск ГТД, линейная динамическая модель, упрощенная статическая модель, априорная информация, характеристики ГТД.

Введение: Использование математических моделей при проектировании и доводке систем автоматического управления (САУ) позволяет снизить долю эксперимента и стоимость разработки САУ. Для рабочих режимов (от «малого газа» до «максимала») применяются модели газотурбинных двигателей (ГТД), основанные на линеаризации нелинейных моделей, составленных из уравнений совместной работы узлов ГТД. Но применение подобных моделей для моделирования процесса запуска невозможно вследствие отсутствия характеристик узлов для этого диапазона и невозможности применения для моделирования запуска некоторых зависимостей, описывающих рабочие процессы в двигателе на рабочих режимах. Для решения данной проблемы в «ХАИ» был разработан метод моделирования запуска с применением комбинированной (линейной динамической и упрощенной статической) модели с широким использованием экспериментальных данных для её синтеза. Основной проблемой данного метода является то, что замена физически обоснованных уравнений рабочего процесса упрощенными статической и динамической характеристиками может привести к потере адекватности модели. Поэтому в данной статье обсуждаются пути решения данной проблемы, основанные на использовании при синтезе модели априорных знаний о процессах, происходящих на этапе запуска.

Структура квазилинейной динамической модели запуска

Основной задачей разрабатываемой модели является отработка алгоритмов управления процессами, происходящими на этапе запуска и процессами, которые начинаются в области запуска и завершаются в области рабочих режимов (например, запуск вспомогательной силовой установки (ВСУ), который осуществляется от остановленного состояния до режима «максимал»). Для решения поставленной задачи математическая модель должна быть:

– динамической, поскольку запуск является нестационарным процессом;

© С.В. Епифанов, Ф.Ф. Сиренко, С.И. Суховой, 2014

– интегрируемой: иметь структуру, которая позволяет совмещать её с другими моделями, используемыми при отработке САУ (например, с моделью рабочих режимов);

– адекватной: обеспечивать совпадение свойств модели и моделируемого объекта (например, инерционности роторов или величины перерегулирования параметров при резком изменении подачи топлива).

Указанным требованиям в наибольшей степени соответствует линейная динамическая модель вида

$$\begin{cases} \dot{\bar{X}} = A\Delta\bar{X} + B\Delta\bar{U}; \\ \Delta\bar{Y} = A\Delta\bar{X} + B\Delta\bar{U}. \end{cases} \quad (1)$$

Как известно, линейные модели получают путем линеаризации исходных нелинейных моделей. В случае авиационного ГТД, классическая нелинейная модель представляет собой совокупность экспериментально определённых характеристик узлов и зависимостей, связывающих параметры этих характеристик с моделируемыми параметрами.

Особенностями процесса запуска являются отсутствие характеристик узлов, необходимых для синтеза нелинейной модели.

Анализ опубликованных работ ведущих институтов и организаций по авиационному двигателестроению показывает, что разработаны методы, основанные на применении теории подобия, позволяющие проводить экстраполяцию характеристик экспериментально определенных на рабочих режимах в область запуска. Подробный обзор существующих методов приведен в [1]. Но по ряду причин (сложность при проверке качества экстраполяции, применимость методик только для отдельных узлов или типов двигателей) они не нашли широкого практического применения.

Поэтому разработка метода синтеза математической модели запуска является актуальной задачей, решение которой должно быть подчинено изложенным выше требованиям.

Предлагаемая модель имеет составную структуру. Она состоит из упрощенной статической и линейной динамической модели (рис. 1).

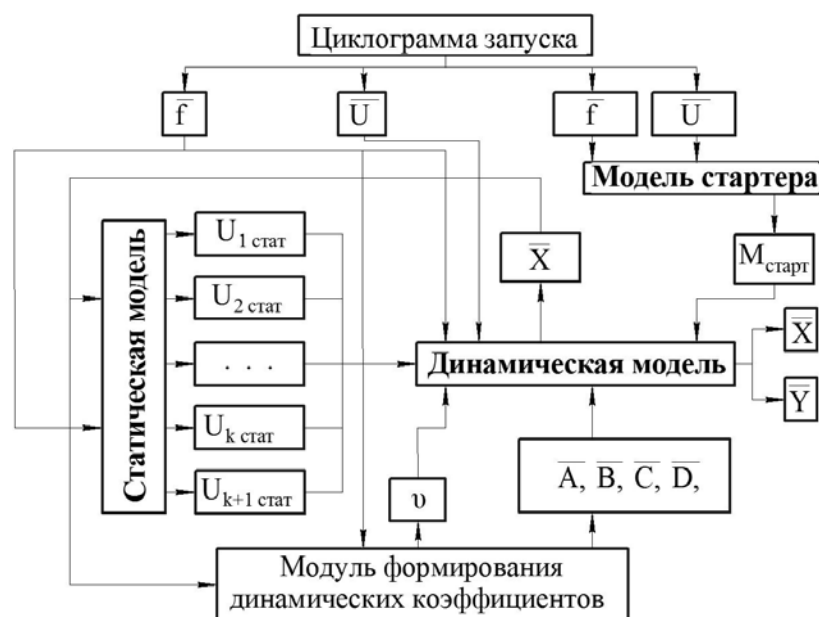


Рис. 1 – Структура математической модели запуска

Линейная динамическая модель (ЛДМ) имеет структуру, аналогичную ЛДМ рабочих режимов [2], что обеспечивает их совместную работу. ЛДМ формализуется в виде системы алгебраических и дифференциальных уравнений, состав которых зависит от состава моделируемых параметров. Рассмотрим пример модели трехвального турбовального двигателя (ТВаД):

$$\begin{cases} \dot{n}_{\text{НД}} = a_{11}\Delta n_{\text{НД}} + a_{12}\Delta n_{\text{ВД}} + a_{13}\Delta n_{\text{СТ}} + b_{11}\Delta G_{\text{T}}; \\ \dot{n}_{\text{ВД}} = a_{21}\Delta n_{\text{НД}} + a_{22}\Delta n_{\text{ВД}} + a_{23}\Delta n_{\text{СТ}} + b_{21}\Delta G_{\text{T}} + b_{24}(M_{\text{ПУ}} - M_{\text{с}}); \\ \dot{n}_{\text{СТ}} = \frac{1}{J} \frac{30}{\pi} (M_{\text{кр НД стат}} - M_{\text{потр}}); \\ \Delta p_{\text{К}} = c_{11}\Delta n_{\text{НД}} + c_{12}\Delta n_{\text{ВД}} + c_{13}\Delta n_{\text{СТ}} + d_{11}\Delta G_{\text{T}}; \\ \Delta T_{\text{T}}^* = c_{21}\Delta n_{\text{НД}} + c_{22}\Delta n_{\text{ВД}} + c_{23}\Delta n_{\text{СТ}} + d_{21}\Delta G_{\text{T}}, \end{cases} \quad (2)$$

где \dot{n}_i – скорость изменения частоты вращения ротора (индексы ВД, НД и СТ соответствуют роторам высокого, низкого давления и ротору свободной турбины); $\Delta n_i = n_i - n_{i \text{ стат}}$ – разность между текущим и статическим значениями частоты вращения; $\Delta G_{\text{T}} = G_{\text{T}} - G_{\text{T стат}}$ – разность между текущим и статическим значениями расхода топлива; $M_{\text{ПУ}}$ – крутящий момент пускового устройства (ПУ), приведенный к ротору высокого давления (ВД); $M_{\text{с}}$ – момент сопротивления ускорению ротора ВД; $M_{\text{кр НД стат}}$ – крутящий момент свободной турбины; $M_{\text{потр}}$ – крутящий момент потребителя; $p_{\text{К}}$ – давление за компрессором (К); T_{T}^* – температура за турбиной; $a_{ij} \dots d_{ij}$ – коэффициенты матриц ЛДМ.

Упрощенная статическая характеристика представляет собой совокупность прямых зависимостей между параметрами-аргументами модели и моделируемыми параметрами. Эти зависимости идентифицируются по экспериментальным данным.

Применение упрощенной статической характеристики и линеаризация динамической модели приводят к возможному появлению неадекватных результатов при настройке модели. Поэтому особо важную роль в идентификации играет информация, содержащаяся в экспериментальных данных, и априорные знания об объекте, систематизация и использование которых являются **основной целью исследования**.

Априорная информация и её место в синтезе упрощенной статической характеристики

Все зависимости упрощенной статической характеристики могут быть разделены на 3 группы:

- зависимости, для которых характерна малая степень влияния турбины среднего давления и свободной турбины;
- зависимость температуры газа;
- зависимость крутящего момента свободной турбины.

Зависимости первой группы нелинейны и формализуются в виде трех участков, сопряженных по условию неразрывности и равенства производной в точке перехода от одного участка к другому [3].

$$k(Q_i)_1 + (U_i)_0 = a_0 + a_1(Q_i)_1 + a_2(Q_i)_1^2; \quad k = a_1 + 2a_2(Q_i)_1;$$

$$(U_i)_{\text{МГ}} = a_0 + a_1(Q_i)_{\text{МГ}} + a_2(Q_i)_{\text{МГ}}^2; \quad (\dot{U}_i)_{\text{МГ}} = a_1 + 2a_2(Q_i)_{\text{МГ}},$$

где k – тангенс угла наклона линейного участка зависимости; Q_i – значение i -го параметра–аргумента, U_i – значение i -го параметра модели; a_2, a_1, a_0 – подлежащие определению коэффициенты полинома, индексы 0, 1 и МГ соответствуют значениям в точках $Q_i = 0$, в точке перехода от линейного участка к нелинейному и в точке малого газа.

Задача идентификации сводится к определению всех неизвестных ($(Q_i)_1, a_0, a_1, a_2$) в системе уравнений с использованием следующих априорных знаний:

1) Известны значения моделируемых параметров остановленного двигателя при нулевых значениях режимного параметра ($(U_i)_0$). Исходные значения моделируемых и режимных параметров представлены в приведенных координатах, которые зависят от параметров воздуха на входе в двигатель и для стандартных атмосферных условий принимаются равными $n_{i \text{ пр}} = 0$ об/мин (где i – каскад высокого и низкого давления), $T_{i \text{ пр}}^* = 288,15$ К (где i – сечение за компрессором или сечение турбины в котором установлена термopара), $p_{\text{К пр}} = 101,3$ кПа, $M_{\text{потр пр}} = 0$ Н·м (индекс «пр» обозначает, что параметр приведен к параметрам стандартной атмосферы на входе в двигатель).

2) Известны значения указанных выше моделируемых параметров на режиме «малый газ» ($(U_i)_{\text{МГ}}, (Q_i)_{\text{МГ}}$), которые могут быть получены с помощью математической модели рабочих режимов либо экспериментально (путем специального анализа экспериментальной информации).

3) В точке «малого газа» протекание характеристик неизменно, поэтому известны значения производных моделируемых параметров по режимному параметру в точке «малого газа» $(\dot{U}_i)_{\text{МГ}} = \frac{\Delta(U_i)_{\text{МГ}}}{\Delta(Q_i)_{\text{МГ}}}$, которые определяются с применением математической модели работы двигателя на режимах выше режима «малого газа».

4) Известен характер зависимостей некоторых моделируемых параметров от режимных параметров. Так, расход воздуха через двигатель, давление за компрессором и момент сопротивления ускорению ротора высокого давления пропорциональны квадрату, а мощность – кубу частоты вращения соответствующего ротора.

5) Известно, что функции, описывающие зависимости моделируемых параметров (кроме температуры газа) от параметров режима, не имеют экстремумов в диапазоне $[(Q_i)_0 \dots (Q_i)_{\text{МГ}}]$.

Дополнительные данные для синтеза упрощенной статической модели турбовального двигателя могут быть получены, если при стендовых испытаниях ТВаД нагрузка, создаваемая гидротормозом, меньше, чем нагрузка, создаваемая несущим винтом или трансмиссией вертолета на режиме «малого газа» (рис. 2). Это позволяет выявить и нанести на упрощенную статическую характеристику дополнительные точки.

Рассмотрим алгоритм выявления этих точек для представленного на рис. 2 запуска при атмосферных условиях, отличных от стандартных:

1) Рассмотрение экспериментальной записи (рис. 2) показывает, что частота вращения ротора газогенератора возрастает с увеличением расхода топлива до момента, когда двигатель выходит на установившийся режим. Частота вращения ротора газогенератора на установившемся режиме составляет 85 %, а расход топлива – 80 % от соответствующих значений на режиме «малый газ».

2) Полученные значения параметров на установившемся режиме должны быть приведены к стандартным атмосферным условиям с использованием формул приведения [4].

3) Полученную точку с координатами $(n_{ВД пр}, G_{Т пр})$ необходимо нанести на характеристику $G_{Т стат пр} = f(n_{ВД пр})$.

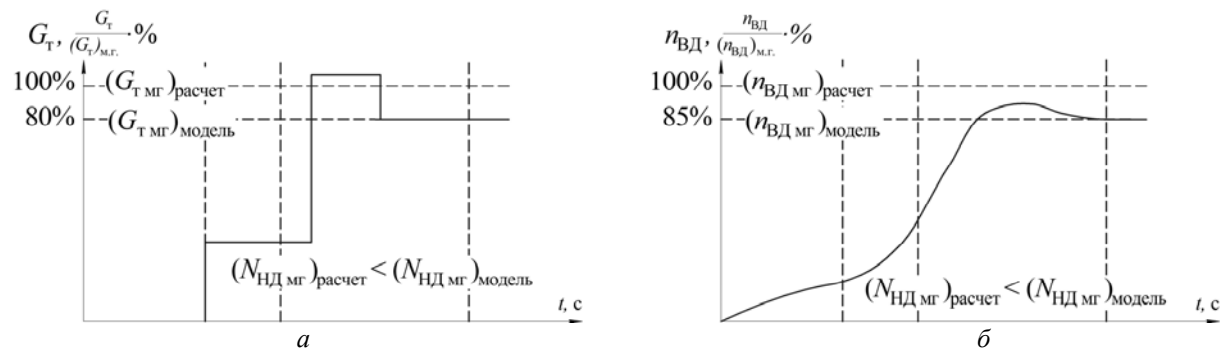


Рис. 2 – Профиль запуска для параметров G_T а и $n_{ВД}$ б

Приведенный алгоритм следует повторить для всех имеющихся запусков, что позволит получить дополнительные точки для максимально качественной настройки статической характеристики.

Зависимость температуры газа имеет структуру, отличную от зависимостей рассмотренной выше первой группы параметров. Это связано с характером поведения температуры газа на запуске. Так, априорно известно, что на режимах ниже режима «малого газа» температура сначала уменьшается с уменьшением режима, а затем начинается её интенсивный рост. Это связано с интенсивным уменьшением расхода воздуха через двигатель при более медленном уменьшении расхода топлива.

Эти априорные знания упрощают структурную идентификацию модели [3]. В разработанном методе изменение статического значения температуры моделируется следующей зависимостью

$$T_{Т стат пр} = T_{К стат пр} + K_T \eta_{Г} \frac{G_{Т стат пр} H_u}{G_{В стат пр} C_p} \quad (3)$$

Параметрическая идентификация этой зависимости выполняется исходя из следующей априорной информации:

– аналогично зависимостям первой группы, в точке «малого газа» значения температуры газа и производной температуры газа по режимному параметру, рассчитанные по моделям запуска и рабочих режимов, известны и равны между собой;

– с достаточной степенью точности можно принять, что коэффициент полноты сгорания изменяется в зависимости от режимного параметра линейно, принимая значения 0,5 при розжиге камеры сгорания и $\eta_{Г мг}$ на режиме «малый газ».

Зависимость крутящего момента свободной турбины (СТ) от режимных параметров имеет другую математическую форму, что вызвано необходимостью

моделирования различных потребителей мощности (гидротормоза, несущего винта вертолета, генератора). Поэтому для её построения использован другой подход.

В отличие от зависимостей первых двух групп, при построении зависимости крутящего момента СТ невозможно пренебречь влиянием частоты вращения СТ. Поэтому зависимость крутящего момента СТ – функция двух аргументов: $n_{ВД\text{ пр}}$ и $n_{СТ\text{ пр}}$. Построение этой зависимости основывается на применении математической модели двигателя на рабочих режимах, а также априорного знания о линейном характере зависимости $M_{кр\text{ СТ пр}} = f(n_{СТ\text{ пр}})$ для различных $n_{ВД\text{ пр}} = \text{const}$.

Модель формализуется в виде следующего уравнения:

$$\frac{M_{кр\text{ СТ пр } i} + \alpha n_{СТ\text{ пр } i}}{M_{кр\text{ СТ пр мг}} + \alpha n_{СТ\text{ пр мг}}} = \left(\frac{n_{ВД\text{ пр } i}}{n_{ВД\text{ пр мг}}} \right)^k, \quad (4)$$

где k – показатель, характеризующий положение ветки $M_{кр\text{ СТ пр } i} = f(n_{СТ\text{ пр } i})$ относительно ветки «малый газ».

Априорная информация и её место при синтезе динамической характеристики

Проанализировав структуру ЛДМ, можно сделать вывод, что задача её идентификации сводится к задаче определения зависимости, описывающей изменение коэффициентов ЛДМ и момента сопротивления раскрутке ротора от режима работы двигателя.

Рассмотрим априорную информацию о моменте сопротивления раскрутке ротора, которая может быть использована для синтеза зависимости $M_c = f(n_{ВД\text{ пр}})$.

1) В начале раскрутки ротора нет подачи топлива и нет газодинамических сил в проточной части. Поэтому динамика ротора описывается уравнением

$$J \frac{d\omega_{ВД}}{dt} = M_{ПУ} - M_{стр}, \quad (5)$$

где $M_{стр}$ – момент сопротивления при страгивании ротора,

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{\pi}{30} \frac{dn}{dt}.$$

Определив $M_{ПУ}(n=0)$ из характеристики стартера и $\frac{dn}{dt}$ из экспериментальных данных, можно найти $M_{стр}$

$$M_{стр} = M_{ПУ} - \frac{\pi J}{30} \frac{dn}{dt}. \quad (6)$$

2) Из экспериментальных данных можно определить частоту вращения ускоряемого ротора $n_{ХП}$ на режиме, который устанавливается в конце холодной прокрутки (ХП).

Динамика ротора на режиме холодной прокрутки может быть описана следующим уравнением

$$\frac{\pi J}{30} \frac{dn_{ВД}}{dt} = M_{ПУ}(n) - M_{стр}(n). \quad (7)$$

Как правило, в конце холодной прокрутки наступает состояние, когда $\frac{dn}{dt} = 0$, при этом $M_{\text{ПУ}}(n_{\text{ХП}}) = M_c(n_{\text{ХП}})$. Таким образом можно определить $M_c(n_{\text{ХП}})$.

1) На режиме «малого газа» $M_T = M_c$. Численные значения M_T могут быть рассчитаны с помощью модели рабочих режимов.

2) Используя априорную информацию, полученную из предыдущих пунктов, можно определить изменение момента сопротивления раскрутке во всем диапазоне запуска. Полагая, что момент сопротивления страгиванию постоянен, можно считать, что сопротивление вращению состоит из двух составляющих: постоянной и переменной по режиму.

Постоянная составляющая определяется той частью сил трения в опорах, которая связана с весом ротора. Переменная составляющая определяется:

- аэродинамическим сопротивлением элементов ротора;
- дополнительными силами трения в опорах, обусловленными центробежной силой;
- дополнительными силами трения, связанными с наличием масла в опорах.

Известно, что сила аэродинамического сопротивления пропорциональна квадрату частоты вращения. Сила трения пропорциональна центробежной силе, которая, в свою очередь, пропорциональна квадрату частоты вращения. Сила вязкого сопротивления масла также пропорциональна квадрату скорости. Поэтому можно считать, что суммарная сила сопротивления пропорциональна квадрату частоты вращения.

Таким образом, использование априорной информации упрощает структурную идентификацию и позволяет провести параметрическую идентификацию с использованием следующей структуры

$$M_c(n) = M_c(n=0) + Cn^2. \quad (8)$$

Характеристика момента сопротивления будет иметь вид, показанный на рис. 3.

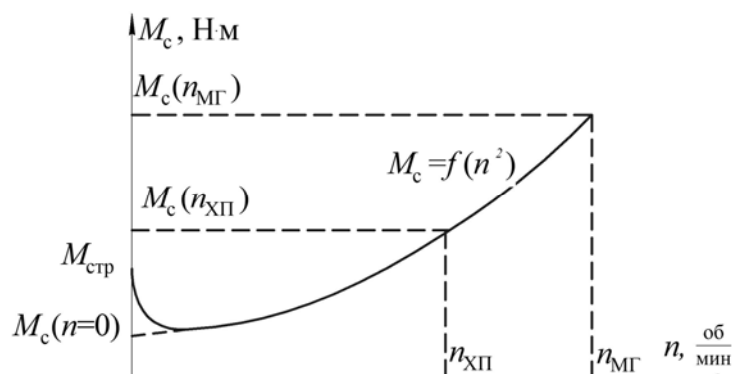


Рис. 3 – Характеристика изменения момента сопротивления раскрутке

Как уже упоминалось, коэффициенты ЛДМ не имеют явного физического смысла. Однако существует априорная информация, позволяющая избежать грубых ошибок при идентификации коэффициентов ЛДМ по экспериментальным данным.

Так, априорно известно, что взаимное влияние роторов в области запуска определяется в основном горячей частью двигателя и распространяется «по потоку» (т.е. ротор высокого давления влияет на ротор низкого давления и ротор свободной турбины, ротор среднего давления влияет на ротор свободной турбины). Это позволяет

сократить количество искомым коэффициентов. Система уравнений (2) преобразуется к следующему виду:

$$\begin{cases} \dot{n}_{\text{НД}} = a_{11}\Delta n_{\text{НД}} + b_{11}\Delta G_{\text{T}}; \\ \dot{n}_{\text{ВД}} = b_{21}\Delta G_{\text{T}} + b_{24}(M_{\text{ПУ}} - M_{\text{с}}); \\ \dot{n}_{\text{СТ}} = \frac{1}{J} \frac{30}{\pi} (M_{\text{кр НД стат}} - M_{\text{потр}}); \\ \Delta p_{\text{К}} = d_{11}\Delta G_{\text{T}}; \\ \Delta T_{\text{T}}^* = d_{21}\Delta G_{\text{T}}, \end{cases} \quad (9)$$

Априорно известно, что коэффициент b_{24} постоянен (см. уравнение (7)) и не зависит от типа применяемого пускового устройства, поэтому

$$b_{24} = \frac{30}{\pi J}. \quad (10)$$

Характер изменения коэффициентов a_{11} , b_{11} может быть определен из априорных знаний. Рассмотрим уравнение

$$T_{\text{НД}} \frac{dn_{\text{НД}}}{dt} + \Delta n_{\text{НД}} = K_{G \text{ НД}} \Delta G_{\text{T}}. \quad (11)$$

Преобразуем его к виду

$$\frac{dn_{\text{НД}}}{dt} = -\frac{1}{T_{\text{НД}}} \Delta n_{\text{НД}} + \frac{1}{T_{\text{НД}}} K_{G \text{ НД}} \Delta G_{\text{T}}, \quad (12)$$

где
$$b_{11} = \frac{1}{T_{\text{НД}}} K_{G \text{ НД}}; \quad a_{11} = -\frac{1}{T_{\text{НД}}}.$$

Априорно известно, что при малых значениях частоты вращения ротор является неустойчивым, поэтому значение постоянной времени $T_{\text{НД}}$ – отрицательное. Физически это можно объяснить тем, что турбина в этой области режимов работает неэффективно, и угол наклона моментной характеристики турбины (зависимости момента от частоты вращения при постоянном расходе топлива) больше, чем угол наклона моментной характеристики компрессора. При возрастании частоты вращения ротора значение постоянной времени уменьшается до того режима, при котором угол наклона моментной характеристики компрессора станет равен углу наклона моментной характеристики турбины ($\partial M_{\text{К}}/\partial n_{\text{НД}} = \partial M_{\text{T}}/\partial n_{\text{НД}}$). В этой точке функция зависимости постоянной времени от частоты вращения ротора претерпевает разрыв

$$\left(T = \frac{\frac{\pi}{30} J}{\frac{\partial M_{\text{К}}}{\partial n_{\text{НД}}} - \frac{\partial M_{\text{T}}}{\partial n_{\text{НД}}}} = \infty \right).$$

При дальнейшем увеличении частоты вращения постоянная времени уменьшается от бесконечности до значения на режиме «малый газ» (см. рис. 4).

Приведенные рассуждения также справедливы для коэффициента b_{21} .

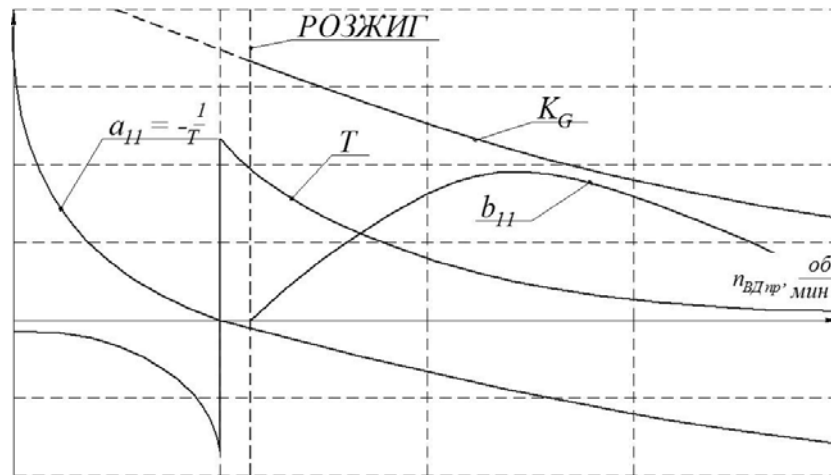


Рис. 4 – Зависимости $T_{HD} = f(n_{ВДпр})$, $a_{11} = f(n_{ВДпр})$, $b_{11} = f(n_{ВДпр})$, $K_{GHD} = f(n_{ВДпр})$

Коеффициент K_{GHD} имеет физический смысл (он характеризует наклон дроссельной характеристики), поэтому характер его изменения известен априорно. Зависимости коэффициентов ЛДМ ротора низкого давления от частоты вращения ротора низкого давления приведены на рис. 4.

Выводы: В работе приведен обзор и структурирование априорной информации, которая может быть использована при синтезе моделей запуска авиационных ГТД. В наибольшей степени эта информация может быть использована при моделировании запуска по методу, описанному в [3]. Продолжение исследований авторы видят в анализе априорной информации о процессах запуска в полете и исследовании влияния механизации компрессора на рабочие процессы в авиационных ГТД.

Список литературы: 1. Епифанов, С. В. Анализ методик синтеза математических моделей газотурбинных двигателей на этапе запуска [Текст] / С. В. Епифанов, Ф. Ф. Сиренко, И. И. Головин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 10/46. – С. 128–135. – ISSN 1727-7337. 2. Епифанов, С. В. Моделирование динамики турбовального двигателя в составе силовой установки летательного аппарата [Текст] / С. В. Епифанов, Р. Л. Зеленский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 10/57. – С. 156–161. 3. Епифанов, С. В. Создание быстросчетной математической модели турбовального двигателя на этапе запуска для решения задач синтеза систем автоматического управления [Текст] / С. В. Епифанов, Ф. Ф. Сиренко, С. И. Суховой, Р. Л. Зеленский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 9/96. – С. 234–242. – ISSN 1727-7337. 4. Любомудров, Ю. В. Применение теории подобия при проектировании систем управления газотурбинных двигателей [Текст]: моногр. / Ю. В. Любомудров. – М.: Машиностроение, 1971. – 200 с.

Bibliography (transliterated): 1. Epifanov, S. V., F. F. Sirenko and I. I. Golovin. "Analiz metodik sinteza matematicheskikh modelej gazoturbinnih dvigatelej na jetape zapuska." *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija* 10/46 (2013): 128–135. ISSN 1727-7337. Print. 2. Epifanov, S. V., and R. L. Zelenskij. "Modelirovanie dinamiki turboval'nogo dvigatelja v sostave silovoj ustanovki letatel'nogo apparata." *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija* 10/57 (2008): 156–161. Print. 3. Epifanov, S. V., et al. "Sozdanie bystroschetnoj matematicheskoi modeli turboval'nogo dvigatelja na jetape zapuska dlja reshenija zadach sinteza sistem avtomaticheskogo upravlenija." *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija* 9/96 (2012): 234–242. ISSN 1727-7337. Print. 4. Ljubomudrov, Ju. V. *Primenenie teorii podobija pri proektirovanii sistem upravlenija gazoturbinnih dvigatelej*. – Moscow: Mashinostroenie, 1971. Print.

Поступила (received) 06.01.2014