

УДК 621.45.01:681.05.015

Р. Л. ЗЕЛЕНСКИЙ, С. В. ЕПИФАНОВ, Ф. Ф. СИРЕНКО, С. Н. ПАСИЧНИК

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

ФОРМИРОВАНИЕ МНОГОРЕЖИМНОЙ БЫСТРОДЕЙСТВУЮЩЕЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТРЕХВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППРОКСИМАЦИИ КОЭФФИЦИЕНТОВ ЛДМ

Многорежимная динамическая модель ГТД формируется путем аппроксимации зависимости параметров линейной динамической модели (ЛДМ) в пространстве состояний от режима и полетных условий. Параметры ЛДМ обычно определяют на основании базовой узловых термогазодинамической модели рабочего процесса двигателя с помощью известной процедуры численного дифференцирования. Вследствие используемого представления характеристик узлов указанные зависимости имеют значительный разброс, что не соответствует физическим представлениям о характере их изменения. Предложен метод преодоления этого недостатка, основанный на преобразовании модели в пространстве состояний в передаточные функции, сглаживании зависимости коэффициентов передаточных функций от режима работы двигателя, и обратном преобразовании в пространство состояний. Влияние полетных условий учитывается с применением теории подобия.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, система автоматического управления, термогазодинамическая математическая модель, матрица пространства состояний, передаточные функции, теория подобия

Введение

Современная технология проектирования систем автоматического управления ГТД базируется на широком использовании математических моделей объекта управления и системы в целом. Исходной является термогазодинамическая модель рабочего процесса [1], однако она не всегда может обеспечить реальный масштаб времени вычислений при полунатурном моделировании, когда модель воспроизводит динамические свойства объекта (в общем случае – двигателя с измерительными и исполнительными устройствами) при работе с реальным электронным блоком. Удовлетворяющая этому требованию модель двигателя должна быть получена путем численной линеаризации исходной нелинейной модели. Эта исходная модель составлена на основе характеристик узлов (компрессоров, турбин, входного устройства, выходного устройства и т.д.), которые построены по результатам экспериментов и представлены в табличной форме. Интерполяция этих характеристик обычно выполняется простейшими методами (например, кусочно-линейно), не обеспечивающими гладкость производных. Поэтому зависимости параметров линейной динамической модели двигателя (ЛДМ) от режима и полетных условий имеют изломы, что не соответствует реальным процессам, происходящим в двигателе, и обусловлено погрешностями модели.

Естественным методом устранения этих погрешностей является усовершенствование нелиней-

ной модели и использование ее в системах управления без линеаризации. Но это потребовало бы использования в математических моделях исключительно аналитических методов решения всех уравнений рабочего процесса, в то время как эти уравнения [1] являются существенно нелинейными и не имеют аналитических решений. Для их решения применяют численные методы, которые требуют значительных затрат вычислительных ресурсов, что недопустимо в системах автоматического управления (САУ) и при их полунатурном моделировании. Поэтому при анализе и синтезе законов управления пользуются упрощенными зависимостями, представленными в виде ЛДМ. Однако Линейная модель адекватна лишь в окрестности рассматриваемого режима работы двигателя. Поэтому для моделирования работы двигателя в широком диапазоне режимов и полетных условий необходимо добиться того, чтоб параметры линейной модели изменялись без изломов и скачков, а их отклонения находились в допустимых пределах.

Данная работа посвящена совершенствованию методики формирования многорежимных линейных динамических моделей в пространстве состояний с целью повышения качества синтеза систем автоматического управления ГТД.

1. Упрощенные динамические модели

Для решения задач оптимального синтеза САУ, выполнения многовариантных расчетов, моделирова-

ния в реальном времени необходимы динамические модели, реализация которых возможна при ограниченных вычислительных ресурсах. Этим требованиям удовлетворяют линейные и квазилинейные модели (ЛДМ), которые имеют следующий вид [1]:

$$\Delta \vec{X} = A \cdot \Delta \vec{X} + B \cdot \Delta \vec{U}_p; \quad (1)$$

$$\Delta \vec{Z} = C \cdot \Delta \vec{X} + D \cdot \Delta \vec{U}_p, \quad (2)$$

где $\Delta \vec{U}_p = \vec{U}_p - \vec{U}_{p0}$ - вектор отклонений параметров управления от исходного установившегося режима работы двигателя; $\Delta \vec{X} = \vec{X} - \vec{X}_{ст}$ и $\Delta \vec{Z} = \vec{Z} - \vec{Z}_{ст}$ - векторы отклонений параметров состояния и дополнительных параметров двигателя от исходного установившегося режима работы двигателя; A, B, C, D - матрицы с постоянными коэффициентами.

Размерность матрицы A зависит от количества динамических факторов. В данной статье будем рассматривать трехвальный двухконтурный ГТД (ТРДД-3). Его основными динамическими факторами являются инерционности роторов [2]; следовательно, матрица A имеет размерность (3×3) . Размерность матрицы B зависит от количества воздействий и от количества динамических факторов. Рассмотрим только один параметр управляющий - расход топлива; следовательно, матрица B имеет размерность (3×1) . Размерность матриц C и D зависит от количества k параметров Z : $C - (k \times 3)$, $D - (k \times 1)$.

Алгоритм получения коэффициентов матриц A, B, C, D с использованием исходной нелинейной модели изложен в [2, 3].

Модель (1), (2) с постоянными коэффициентами описывает свойства двигателя в небольшой окрестности базового установившегося режима. Поэтому она может быть использована, например, для исследования динамики двигателя и САУ при небольших изменениях внешних и задающих воздействий (в данном случае говорят, что исследуется динамика объекта в «малом»). Если же необходимо исследовать динамику «в большом», например, процессы приемистости и сброса режима, то можно использовать упрощенную форму модели (2), (3), но при этом необходимо учитывать, что ее коэффициенты не являются постоянными. Такая модель в пространстве состояний получила название квазилинейной динамической модели (КЛДМ):

$$\Delta \vec{X} = A(X, \vec{U}_n) \cdot \Delta \vec{X} + B(X, \vec{U}_n) \cdot \Delta \vec{U}_p; \quad (3)$$

$$\Delta \vec{Z} = C(X, \vec{U}_n) \cdot \Delta \vec{X} + D(X, \vec{U}_n) \cdot \Delta \vec{U}_p. \quad (4)$$

Известно [4], что динамические свойства двигателя изменяются при изменении режима его работы,

поэтому элементы матрицы A и B переменны. Изменение режима работы двигателя соответствует изменению всех параметров, один из которых (например, относительная частота вращения ротора вентилятора $\bar{n}_1 = \frac{n_1}{n_{1 \max}}$) может быть использован как

параметр, определяющий режим работы. На рис. 1 и 2 представлены диагональные коэффициенты матрицы A и коэффициенты матрицы B для стандартных атмосферных условий в зависимости от частоты вращения ротора низкого давления. На этих и последующих рисунках в зоне I КПВ КНД и КВД открыты; II - КПВ КНД открыты, КПВ КВД закрыты; III - все КПВ закрыты. Элементы матриц A и B представляются функциональными зависимостями $f(n_1)$ в непрерывной (например, полиномиальной) или дискретной (табличной) форме [5]. Точность ЛДМ может быть повышена за счет согласования ее структуры со структурными особенностями объекта, влияющими на протекание характеристик двигателя. В данном случае необходимо учитывать работу клапанов перепуска воздуха (КПВ) из каскадов компрессора высокого (КВД) и низкого (КНД) давления. На рисунках 1 и 2 выделены три характерных участка: I участок - КПВ КНД и КВД открыты, II участок - КПВ КНД открыты а КВД закрыты, на III участке все КПВ закрыты. Даже при учете данных особенностей из рисунков видно, что коэффициенты имеют не гладкую и монотонную структуру. Использование непрерывного представления обеспечивает более точное воспроизведение динамических свойств моделируемого объекта, чем при кусочно-постоянном представлении модели. Однако при независимой аппроксимации значений коэффициентов модели возможно формирование набора коэффициентов, при котором система уравнений (1) не имеет решения, так как $\det A = 0$. В статье [5] Д.И. Волковым и С.В. Епифановым выполнен анализ этой ситуации применительно к модели ГТД.

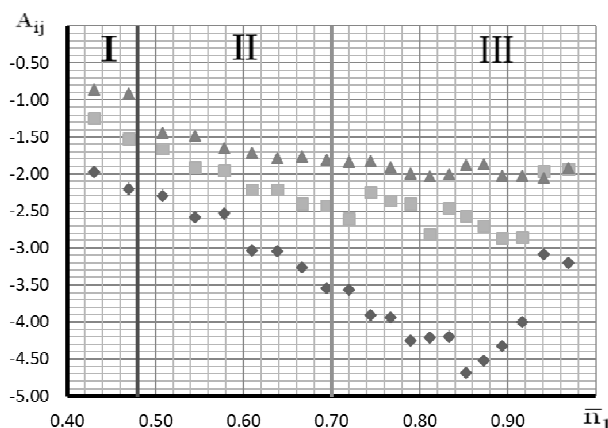


Рис. 1. Диагональные коэффициенты матрицы A :

◆ - a_{11} ; ■ - a_{22} ; ▲ - a_{33}

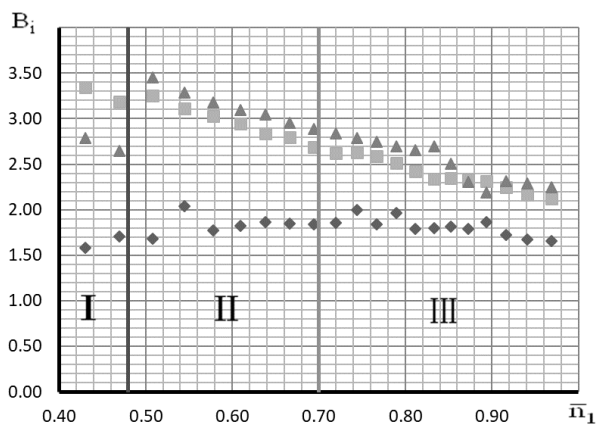


Рис. 2. Элементы матрицы В:

◆ – b_1 ; ■ – b_2 ; ▲ – b_3

Таким образом, при формировании КЛДМ ГТД необходимо обеспечить гладкость функций, представляющих изменение коэффициентов в зависимости от режима работы двигателя, и одновременно исключить вырождение системы уравнений, представляющих модель. В данной работе предлагается решать эти задачи, аппроксимируя не коэффициенты матриц А и В (физический смысл которых не очевиден), а коэффициенты передаточных функций, которые имеют ясный физический смысл, что облегчает проверку корректности результатов.

2. Модель в виде передаточных функций

Запишем систему линейных уравнений динамики ТРДД-3 в малых отклонениях (учитывая влияние изменения расхода топлива в основной камере сгорания в качестве параметра управления и частоты вращения роторов в качестве вектора состояния):

$$\begin{cases} T_1 \cdot \frac{d\Delta n_1}{dt} + \Delta n_1 = K_{GT1} \cdot \Delta G_T + K_{n12} \cdot \Delta n_2 + K_{n13} \cdot \Delta n_3; \\ T_2 \cdot \frac{d\Delta n_2}{dt} + \Delta n_2 = K_{GT2} \cdot \Delta G_T + K_{n21} \cdot \Delta n_1 + K_{n23} \cdot \Delta n_3; \\ T_3 \cdot \frac{d\Delta n_3}{dt} + \Delta n_3 = K_{GT3} \cdot \Delta G_T + K_{n31} \cdot \Delta n_1 + K_{n32} \cdot \Delta n_2; \end{cases} \quad (5)$$

где T_1, T_2 и T_3 – постоянные времени; K_{GTi} – коэффициенты усиления по расходу топлива i -го ротора (1 – вентилятор, 2 – низкого давления, 3 – высокого давления); ΔG_T – изменение расхода топлива в основной камере сгорания, Δn_i – изменение частоты вращения i -го ротора; K_{nij} – коэффициенты влияния j -го ротора на i -й ротор.

Для получения уравнения движения в операторной форме систему (5) можно представим в следующем виде:

$$\ddot{\vec{n}}(t) = E\dot{\vec{n}}(t) + F u(t),$$

$$\text{где } E = \begin{vmatrix} -\frac{1}{T_1} & \frac{K_{n12}}{T_1} & \frac{K_{n13}}{T_1} \\ \frac{K_{n21}}{T_2} & -\frac{1}{T_2} & \frac{K_{n23}}{T_2} \\ \frac{K_{n31}}{T_3} & \frac{K_{n32}}{T_3} & -\frac{1}{T_3} \end{vmatrix}; \quad F = \begin{vmatrix} \frac{K_{GT1}}{T_1} \\ \frac{K_{GT2}}{T_2} \\ \frac{K_{GT3}}{T_3} \end{vmatrix}.$$

Используя преобразование Лапласа, получим:

$$s\vec{N}(s) = E\vec{N}(s) + F U(s), \quad (6)$$

где $\vec{N}(s)$ и $\vec{U}(t)$ – преобразования Лапласа для сигналов $\vec{n}(t)$ и $\vec{u}(t)$ соответственно; s – комплексная переменная.

Решим систему (6) относительно входного воздействия:

$$(Is - E)\vec{N}(s) = F U(s);$$

$$\vec{N}(s) = (Is - E)^{-1} F U(s), \quad (7)$$

где I – единичная матрица размерностью (3×3) .

В результате получим уравнения движения в операторной форме для каждого ротора ТРДД-3 отдельно:

$$\begin{aligned} a_3 \cdot \frac{d^3 \Delta n_1}{dt^3} + a_2 \cdot \frac{d^2 \Delta n_1}{dt^2} + a_1 \cdot \frac{d \Delta n_1}{dt} + a_0 \cdot \Delta n_1 = \\ = K_1 \cdot \left[\tau_{12} \cdot \frac{d^2 \Delta G_T}{dt^2} + \tau_{11} \Delta G_T + \Delta G_T \right]; \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} a_3 \cdot \frac{d^3 \Delta n_2}{dt^3} + a_2 \cdot \frac{d^2 \Delta n_2}{dt^2} + a_1 \cdot \frac{d \Delta n_2}{dt} + a_0 \cdot \Delta n_2 = \\ = K_2 \cdot \left[\tau_{22} \cdot \frac{d^2 \Delta G_T}{dt^2} + \tau_{21} \Delta G_T + \Delta G_T \right]; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} a_3 \cdot \frac{d^3 \Delta n_3}{dt^3} + a_2 \cdot \frac{d^2 \Delta n_3}{dt^2} + a_1 \cdot \frac{d \Delta n_3}{dt} + a_0 \cdot \Delta n_3 = \\ = K_3 \cdot \left[\tau_{32} \cdot \frac{d^2 \Delta G_T}{dt^2} + \tau_{31} \Delta G_T + \Delta G_T \right]. \end{aligned} \quad (10)$$

Учитывая состав матриц E и F , получим коэффициенты при соответствующих дифференциалах:

$$a_3 = T_1 T_2 T_3; \quad a_2 = T_2 T_3 + T_1 T_3 + T_1 T_2;$$

$$a_1 = T_1 + T_2 + T_3 - T_3 K_{n12} K_{n21} - T_2 K_{n13} K_{n31} - T_1 K_{n23} K_{n32};$$

$$a_0 = 1 - K_{n23} K_{n32} - K_{n12} K_{n21} - K_{n13} K_{n31} - K_{n12} K_{n23} K_{n31} - K_{n13} K_{n21} K_{n32};$$

$$K_1 = K_{GT1} + K_{n13} K_{n32} K_{GT2} + K_{n12} K_{n23} K_{GT3} + K_{n12} K_{GT2} + K_{n13} K_{GT3} - K_{n23} K_{n32} K_{GT1};$$

$$K_2 = K_{GT2} + K_{n23} K_{n31} K_{GT1} + K_{n13} K_{n21} K_{GT3} + K_{n23} K_{GT3} + K_{n21} K_{GT1} - K_{n13} K_{n31} K_{GT2};$$

$$K_3 = K_{G_T3} + K_{n21}K_{n32}K_{G_T1} + K_{n12}K_{n31}K_{G_T2} + K_{n31}K_{G_T1} + K_{n32}K_{G_T2} - K_{n12}K_{n21}K_{G_T3};$$

$$\tau_{12} = \frac{T_2 T_3 K_{G_T1}}{K_1}; \quad \tau_{22} = \frac{T_1 T_3 K_{G_T2}}{K_2};$$

$$\tau_{32} = \frac{T_1 T_2 K_{G_T3}}{K_3};$$

$$\tau_{11} = \frac{T_3 K_{n12} K_{G_T2} + T_2 K_{n13} K_{G_T3} + T_2 K_{G_T1} + T_3 K_{G_T1}}{K_1};$$

$$\tau_{21} = \frac{T_3 K_{n21} K_{G_T1} + T_1 K_{G_T2} + T_3 K_{G_T2} + T_1 K_{n23} K_{G_T3}}{K_2};$$

$$\tau_{31} = \frac{T_2 K_{n31} K_{G_T1} + T_1 K_{n32} K_{G_T2} + T_1 K_{G_T3} + T_2 K_{G_T3}}{K_3}$$

Запишем систему линейных уравнений динамики ТРДД-3 в виде модели в пространстве состояний (1) в виде

$$\Delta \dot{\vec{n}} = A \cdot \Delta \vec{n} + B \cdot \Delta G_T \quad (11)$$

или

$$\begin{cases} \Delta \dot{n}_1 = a_{11} \cdot \Delta n_1 + a_{12} \cdot \Delta n_2 + a_{13} \cdot \Delta n_3 + b_1 \cdot \Delta G_T; \\ \Delta \dot{n}_2 = a_{21} \cdot \Delta n_1 + a_{22} \cdot \Delta n_2 + a_{23} \cdot \Delta n_3 + b_2 \cdot \Delta G_T; \\ \Delta \dot{n}_3 = a_{31} \cdot \Delta n_1 + a_{32} \cdot \Delta n_2 + a_{33} \cdot \Delta n_3 + b_3 \cdot \Delta G_T. \end{cases} \quad (12)$$

Сравнивая (13) и (6), получим:

$$T_1 = -\frac{1}{a_{11}}; \quad K_{n12} = -\frac{a_{12}}{a_{11}}; \quad K_{n13} = -\frac{a_{13}}{a_{11}};$$

$$K_{G_T1} = -\frac{b_1}{a_{11}}; \quad T_2 = -\frac{1}{a_{22}}; \quad K_{n21} = -\frac{a_{21}}{a_{22}};$$

$$K_{n23} = -\frac{a_{23}}{a_{22}}; \quad K_{G_T2} = -\frac{b_2}{a_{22}}; \quad T_3 = -\frac{1}{a_{33}};$$

$$K_{n31} = -\frac{a_{31}}{a_{33}}; \quad K_{n32} = -\frac{a_{32}}{a_{33}}; \quad K_{G_T3} = -\frac{b_3}{a_{33}}.$$

Используя данные связи, запишем коэффициенты для уравнений, которые представлены в виде передаточных функций через элементы матрицы A и вектора B:

$$a_3 = -\frac{1}{\det A}; \quad a_2 = \frac{a_{11} + a_{22} + a_{33}}{\det A}; \quad a_0 = 1;$$

$$a_1 = \frac{1}{\det A} (a_{32}a_{23} + a_{12}a_{21} + a_{31}a_{31} - a_{11}a_{22} - a_{22}a_{33} - a_{11}a_{33});$$

$$\det A = a_{11}a_{22}a_{33} + a_{12}a_{23}a_{31} + a_{13}a_{21}a_{32} - a_{23}a_{32}a_{11} - a_{12}a_{21}a_{33} - a_{13}a_{31}a_{22};$$

$$K_1 = \frac{1}{\det A} (a_{23}a_{32}b_1 + a_{12}a_{33}b_2 + a_{13}a_{22}b_3 - a_{22}a_{33}b_1 - a_{13}a_{32}b_2 - a_{23}a_{12}b_3);$$

$$\tau_{12} = -\frac{b_1}{K_1 \det A};$$

$$\tau_{11} = \frac{(a_{33}b_1 + a_{22}b_1 - a_{13}b_3 - a_{12}b_2)}{K_1 \det A};$$

$$K_2 = \frac{1}{\det A} (a_{33}a_{21}b_1 + a_{11}a_{23}b_3 + a_{31}a_{13}b_2 - a_{31}a_{23}b_1 - a_{21}a_{13}b_3 - a_{11}a_{33}b_2);$$

$$\tau_{22} = -\frac{b_2}{K_2 \det A};$$

$$\tau_{21} = \frac{(a_{11}b_2 + a_{33}b_2 - a_{21}b_1 - a_{23}b_3)}{K_2 \det A};$$

$$K_3 = \frac{1}{\det A} (a_{21}a_{12}b_3 + a_{31}a_{22}b_1 + a_{11}a_{32}b_2 - a_{22}a_{11}b_3 - a_{21}a_{32}b_1 - a_{12}a_{31}b_2);$$

$$\tau_{32} = -\frac{b_3}{K_3 \det A};$$

$$\tau_{31} = \frac{(a_{11}b_3 + a_{22}b_3 - a_{32}b_2 - a_{31}b_1)}{K_3 \det A}.$$

Дополним систему (12) уравнений состояния уравнениями наблюдения

$$\Delta Z_i = c_{i1} \cdot \Delta n_1 + c_{i2} \cdot \Delta n_2 + c_{i3} \cdot \Delta n_3 + d_i \cdot \Delta G_T, \quad (13)$$

где c_{ij} – коэффициенты влияния изменения частоты вращения j-го ротора на отклонение i-го параметра; d_i – коэффициент влияния изменения расхода топлива на отклонение i-го параметра. Это уравнение можно записать в общей форме

$$\vec{Z}(t) = C \cdot \vec{n}(t) + D \cdot u(t). \quad (14)$$

Применим преобразование Лапласа к уравнению (14):

$$\vec{Z}(s) = C \cdot \vec{N}(s) + D \cdot U(s). \quad (15)$$

Подставим сюда $\vec{N}(s)$ из уравнения (7):

$$\vec{Z}(s) = C \cdot (Is - E)^{-1} F U(s) + F \cdot U(s);$$

$$\vec{Z}(s) = [C \cdot (Is - E)^{-1} F + D] \cdot U(s). \quad (16)$$

Проведя преобразования, подобные тем, которые были сделаны для уравнений состояния, получим дифференциальные уравнения третьего порядка для параметров \vec{Z} :

$$a_3 \cdot \frac{d^3 \Delta Z_i}{dt^3} + a_2 \cdot \frac{d^2 \Delta Z_i}{dt^2} + a_1 \cdot \frac{d \Delta Z_i}{dt} + a_0 \cdot \Delta Z_i = K_{Z_i} \cdot \left[q_{Z_i3} \cdot \frac{d^3 \Delta G_T}{dt^3} + q_{Z_i2} \cdot \frac{d^2 \Delta G_T}{dt^2} + q_{Z_i1} \Delta G_T + \Delta G_T \right]. \quad (17)$$

Коэффициенты K_{Z_i} , q_{Z_i3} , q_{Z_i2} , q_{Z_i1} отражают степень воздействия на контролируемые параметры управляющих параметров; они определяются не только элементами матриц A и B, но и коэффи-

циентами матриц C и D:

$$K_{Z_i} = c_{i1}K_1 + c_{i2}K_2 + c_{i3}K_3 + d_i;$$

$$q_{Z_i3} = \frac{d_i}{K_{Z_i}} a_3;$$

$$q_{Z_i2} = \frac{d_i}{K_{Z_i}} a_2 + \frac{c_{i1}b_1 + c_{i2}b_2 + c_{i3}b_3}{K_{Z_i}} a_3;$$

$$q_{Z_i1} = \frac{c_{i1}K_1\tau_{11} + c_{i2}K_2\tau_{21} + c_{i3}K_3\tau_{31} + d_ia_1}{K_{Z_i}}.$$

3. Аппроксимация элементов ЛДМ

На основании опыта был сформирован оптимальный алгоритм аппроксимации, позволяющий получить максимально близкие к исходной модели значения элементов матриц в пространстве состояний. Все параметры аппроксимировались функциями вида $f(x) = e^x$. Выбор именно такого вида для функций не случаен, так как при любых математических действиях с ними (сложение, вычитание, умножение, деление или дифференцирование) их вид не изменяется (изменяются только показатель степени экспоненты и коэффициент при ней).

Имеем двенадцать элементов матриц линеаризованной модели (A[3x3] и B[3x1]), и двенадцать уравнений для определения коэффициентов системы линейных уравнений ($a_3, a_2; a_1, K_1, \tau_{12}, \tau_{11}, K_2, \tau_{22}, \tau_{21}, K_3, \tau_{32}, \tau_{31}$). Логарифмируем по натуральному основанию все параметры, определенные из исходной модели, и аппроксимируем полученные значения. В качестве аргумента была выбрана частота вращения вентилятора. На рис. 3 - 8 приведены коэффициенты уравнений, рассчитанные по исходной модели, и результаты аппроксимации их зависимости от режима работы двигателя уравнением вида

$$k_i = e^{c_{i1} + c_{i2}\bar{n}_1 + c_{i3}\bar{n}_1^2}. \tag{18}$$

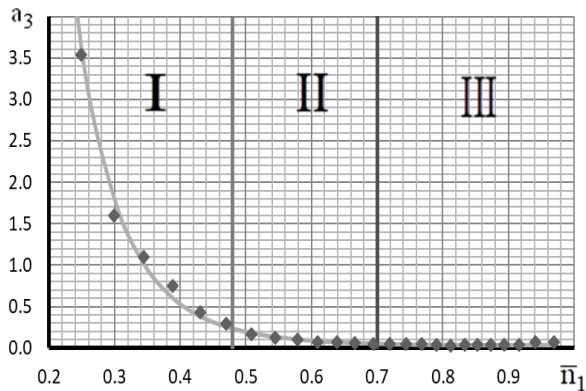


Рис. 3. Аппроксимация коэффициента a_3 :

◆ – исходные данные; — результаты аппроксимации

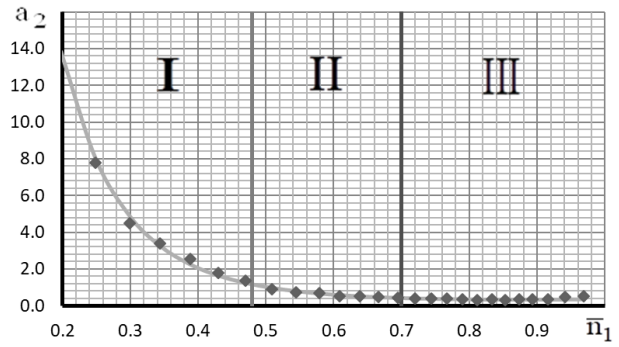


Рис. 4. Аппроксимация коэффициента a_2 :

◆ – исходные данные; — результаты аппроксимации

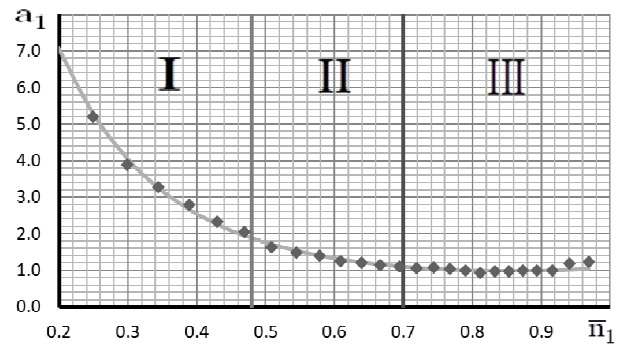


Рис. 5. Аппроксимация коэффициента a_1 :

◆ – исходные данные; — результаты аппроксимации

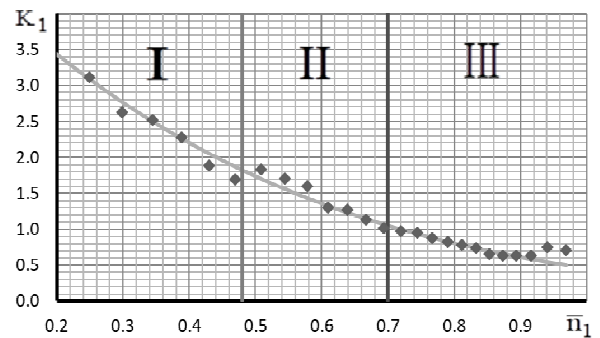


Рис. 6. Аппроксимация коэффициента K_1 :

◆ – исходные данные; — результаты аппроксимации

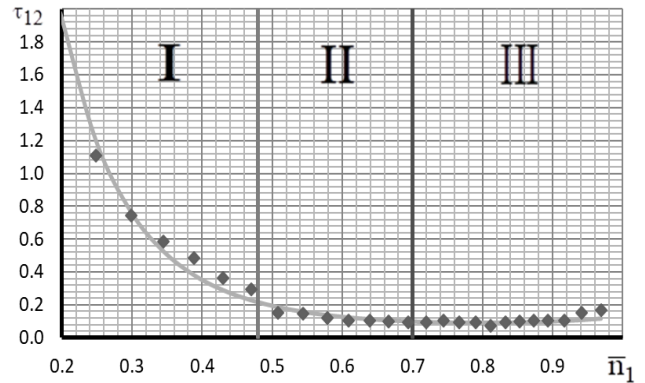
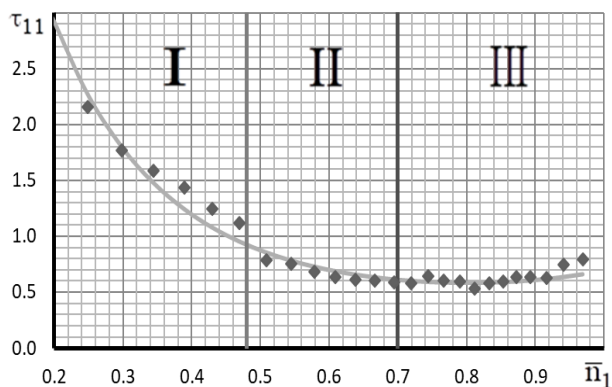


Рис. 7. Аппроксимация коэффициента τ_{12} :

◆ – исходные данные; — результаты аппроксимации

Рис. 8. Аппроксимация коэффициента τ_{11} :

◆ – исходные данные; — результаты аппроксимации

4. Применение теории подобия к формированию ЛДМ во всем диапазоне внешних условий работы двигателя

Формулы вида (18) описывают влияние режима на все динамические параметры двигателя. Кроме режима, на работу двигателя оказывают влияние параметры полетных условий — температура и давление воздуха, а также скорость полета. Если повторить анализ совместной работы основных узлов двигателя с учетом изменения полетных условий, то в общем случае для каждого из коэффициентов ЛДМ k_i можно получить зависимость вида

$$k_i = f(n_1, p_H, t_H, M_H). \quad (19)$$

Эти функции четырех переменных можно существенно упростить, если к анализу рабочего процесса двигателя применить теорию подобия.

Применение теории подобия к определению динамических коэффициентов двигателя дает возможность получить простые формулы для пересчета коэффициентов двигателя, полученных при одних внешних условиях, на другие условия, а зависимости (19) заменить более простыми зависимостями вида

$$k_{i\text{пр}} = e^{c_{i1} + c_{i2}\bar{n}_{1\text{пр}} + c_{i3}\bar{n}_{1\text{пр}}^2}, \quad (20)$$

где $k_{i\text{пр}}$ — приведенное к базовым условиям значение коэффициента динамической модели; $\bar{n}_{1\text{пр}} = \frac{n_{1\text{пр}}}{n_{1\text{max}}}$ — приведенное к базовым условиям значение независимого параметра, определяющего режим работы двигателя.

В качестве базовых полетных условий обычно рассматривают параметры стандартных атмосферных условий при $H = 0$, $M = 0$:

$$T_0 = 288,15 \text{ К}; \quad p_0 = 101325 \text{ Па}.$$

Формула приведения для частоты вращения двигателя имеет следующий вид:

$$n_{1\text{пр}} = n_1 \sqrt{\frac{T_0}{T_H^*}},$$

где T_H^* — полная температура на входе в двигатель.

Получим формулы приведения коэффициентов ЛДМ. Запишем систему уравнений (12) для физических и приведенных значений параметров:

$$\begin{cases} \Delta \dot{n}_1 - a_{11} \Delta n_1 = a_{12} \Delta n_2 + a_{13} \Delta n_3 + b_1 \Delta G_T; \\ \Delta \dot{n}_2 - a_{22} \Delta n_2 = a_{21} \Delta n_1 + a_{23} \Delta n_3 + b_2 \Delta G_T; \\ \Delta \dot{n}_3 - a_{33} \Delta n_3 = a_{31} \Delta n_1 + a_{32} \Delta n_2 + b_3 \Delta G_T. \end{cases} \quad (21)$$

$$\begin{cases} \Delta \dot{n}_{1\text{пр}} - a_{11}^0 \Delta n_{1\text{пр}} = a_{12}^0 \Delta n_{2\text{пр}} + a_{13}^0 \Delta n_{3\text{пр}} + b_1^0 \Delta G_{T\text{пр}}; \\ \Delta \dot{n}_{2\text{пр}} - a_{22}^0 \Delta n_{2\text{пр}} = a_{21}^0 \Delta n_{1\text{пр}} + a_{23}^0 \Delta n_{3\text{пр}} + b_2^0 \Delta G_{T\text{пр}}; \\ \Delta \dot{n}_{3\text{пр}} - a_{33}^0 \Delta n_{3\text{пр}} = a_{31}^0 \Delta n_{1\text{пр}} + a_{32}^0 \Delta n_{2\text{пр}} + b_3^0 \Delta G_{T\text{пр}}. \end{cases} \quad (22)$$

Запишем известные из теории подобия зависимости между действительными и приведенными параметрами [2]:

$$\begin{cases} \theta = \frac{T_H^*}{T_0}; \quad \beta = \frac{p_H}{p_0}; \quad T_{\text{пр}}^* = \frac{T^*}{\theta}; \quad p_{\text{пр}}^* = \frac{p^*}{\beta}; \\ \dot{n}_{\text{пр}} = \frac{\dot{n}}{\beta}; \quad n_{\text{пр}} = \frac{n}{\sqrt{\theta}}; \quad G_{T\text{пр}} = \frac{G_T}{\beta \cdot \sqrt{\theta}}. \end{cases} \quad (23)$$

Рассмотрим уравнение для ротора низкого давления из системы (22); используя формулы приведения (23), определим

$$\Delta n_1 = \sqrt{\theta} \left(\frac{\Delta \dot{n}_{1\text{пр}}}{a_{11}^0} - \frac{a_{12}^0}{a_{11}^0} \Delta n_{2\text{пр}} - \frac{a_{13}^0}{a_{11}^0} \Delta n_{3\text{пр}} - \frac{b_1^0}{a_{11}^0} \Delta G_{T\text{пр}} \right).$$

Сопоставив данное уравнение с уравнением для ротора низкого давления из системы уравнений (21), получим:

$$-\frac{\Delta \dot{n}_{1\text{пр}}}{a_{11}^0} \sqrt{\theta} = -\frac{\Delta \dot{n}_1}{a_{11}} \rightarrow \frac{\Delta \dot{n}_1}{a_{11}^0} \frac{\sqrt{\theta}}{\beta} = \frac{\Delta \dot{n}_1}{a_{11}} \rightarrow a_{11}^0 = a_{11} \frac{\sqrt{\theta}}{\beta}.$$

Аналогичным образом были выведены остальные формулы для приведения коэффициентов ЛДМ матриц А и В:

$$a_{ij}^0 = a_{ij} \frac{\sqrt{\theta}}{\beta}; \quad b_i^0 = b_i \sqrt{\theta}. \quad (24)$$

Такие же действия можно выполнить и для уравнения (13) и вывести формулы приведения для матриц С и D. В качестве примера представим формулы приведения для следующих параметров двигателя:

— для температуры газа в i -м сечении

$$c_{T_{ij}}^0 = \frac{c_{T_{ij}}}{\sqrt{\theta}}; \quad d_{T_i}^0 = d_{T_i} \frac{\beta}{\sqrt{\theta}}; \quad (25)$$

— для давления в i -м сечении

$$c_{pij}^0 = c_{pij} \frac{\sqrt{\theta}}{\beta}; \quad d_{pij}^0 = d_{pij} \sqrt{\theta}. \quad (26)$$

Подставляя формулы (24), (25) и (26) в представленные выше выражения, позволяющие определить коэффициенты передаточных функций по известным коэффициентам матриц A, B, C, D, получим:

$$\det A^0 = \frac{\theta \sqrt{\theta}}{\beta^3} \det A;$$

$$a_3^0 = a_3 \frac{\beta^3}{\theta \sqrt{\theta}}; \quad a_2^0 = a_2 \frac{\beta^2}{\theta}; \quad a_1^0 = a_1 \frac{\beta}{\sqrt{\theta}}.$$

$$K_i^0 = K_i \beta; \quad \tau_{i2}^0 = \tau_{i2} \frac{\beta^2}{\theta}; \quad \tau_{i1}^0 = \tau_{i1} \frac{\beta}{\sqrt{\theta}};$$

– для температуры газа в i-м сечении

$$K_{Ti}^0 = K_{Ti} \frac{\beta}{\sqrt{\theta}}; \quad q_{Ti3}^0 = q_{Ti3} \frac{\beta^3}{\theta \sqrt{\theta}};$$

$$q_{Ti2}^0 = q_{Ti2} \frac{\beta^2}{\theta}; \quad q_{Ti1}^0 = q_{Ti1} \frac{\beta}{\sqrt{\theta}};$$

– для давления в i-м сечении

$$K_{pi}^0 = K_{pi} \sqrt{\theta}; \quad q_{pi3}^0 = q_{pi3} \frac{\beta^3}{\theta \sqrt{\theta}};$$

$$q_{pi2}^0 = q_{pi2} \frac{\beta^2}{\theta}; \quad q_{pi1}^0 = q_{pi1} \frac{\beta}{\sqrt{\theta}}.$$

5. Восстановление коэффициентов ЛДМ

Используя выражение (20) и формулы приведения, можно найти коэффициенты динамической модели в виде передаточных функций. Необходимо по их значениям найти элементы матриц A, B, C, D.

Для восстановления этих коэффициентов воспользуемся системой уравнений (8)-(10). Запишем эти уравнения в виде передаточных функций отдельно для каждого ротора:

$$W_i(s) = \frac{n_i(s)}{G_T(s)} = \frac{h_{i2}s^2 + h_{i1}s + h_{i0}}{s^3 + g_2s^2 + g_1s + g_0}, \quad (27)$$

где $h_{i2} = \frac{K_i \tau_{i2}}{a_3}; \quad h_{i1} = \frac{K_i \tau_{i1}}{a_3}; \quad h_{i0} = \frac{K_i}{a_3}; \quad g_2 = \frac{a_2}{a_3};$

$g_1 = \frac{a_1}{a_3}; \quad g_0 = \frac{1}{a_3}.$

Задача определения уравнений состояния по передаточной функции есть, по существу известная в теории дифференциальных уравнений задача приведения линейных уравнений n-го порядка к нормальной форме Коши [6, 7]. Для передаточных функций, у которых порядок полинома знаменателя больше или равен порядку полинома числителя, можно использовать либо наблюдаемую, либо управляемую каноническую форму [8]. Проще всего

получаются уравнения состояния в форме управляемого канонического представления (УКП).

Представим уравнение (27) в следующем виде

$$\frac{n_i(s)}{h_{i2}s^2 + h_{i1}s + h_{i0}} = \frac{G_T(s)}{s^3 + g_2s^2 + g_1s + g_0} = X(s),$$

где X(s) - абстрактная переменная.

Каждое из уравнений (8)-(10) перепишем в виде двух уравнений:

$$n_i(t) = (h_{i2}s^2 + h_{i1}s + h_{i0})X(t); \quad (28)$$

$$G_T(t) = (s^3 + g_2s^2 + g_1s + g_0)X(t). \quad (29)$$

Введем обозначение $X_i(t) = \frac{dX_{i-1}(t)}{dt}$, тогда

$$\frac{dX(t)}{dt} = X_2(t) = \frac{dX_1(t)}{dt};$$

$$\frac{d^2X(t)}{dt^2} = X_3(t) = \frac{dX_2(t)}{dt}; \quad (30)$$

$$\frac{d^3X(t)}{dt^3} = X_4(t) = \frac{dX_3(t)}{dt}.$$

Перепишем уравнение (29) с учетом этих обозначений:

$$G_T(t) = \frac{dX_3(t)}{dt} + g_2 \frac{dX_2(t)}{dt} + g_1 \frac{dX_1(t)}{dt} + g_0 X_1(t). \quad (31)$$

Отсюда

$$\frac{dX_3(t)}{dt} = -g_2 \frac{dX_2(t)}{dt} - g_1 \frac{dX_1(t)}{dt} - g_0 X_1(t) + G_T(t). \quad (32)$$

Заметим, что с учетом (30) и (32) вектор производных $\frac{dX}{dt}$ будет иметь вид

$$\left. \begin{aligned} \frac{dX_1(t)}{dt} &= 0 \cdot X_1(t) + X_2(t) + 0 \cdot X_3(t) + 0 \cdot G_T(t) \\ \frac{dX_2(t)}{dt} &= 0 \cdot X_1(t) + 0 \cdot X_2(t) + X_3(t) + 0 \cdot G_T(t) \\ \frac{dX_3(t)}{dt} &= -g_0 X_1(t) - g_1 X_2(t) - g_2 X_3(t) + G_T(t) \end{aligned} \right\} \quad (33)$$

или

$$\begin{bmatrix} \frac{dX_1}{dt} \\ \frac{dX_2}{dt} \\ \frac{dX_3}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -g_0 & -g_1 & -g_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} G_T,$$

$$\frac{d\vec{X}}{dt} = A_x^{укп} \vec{X} + B_x^{укп} G_T. \quad (34)$$

Запишем уравнение (28) с учетом (30) для трех роторов в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} n_1(t) &= h_{10}X_1(t) + h_{11}X_2(t) + h_{12}X_3(t) \\ n_2(t) &= h_{20}X_1(t) + h_{21}X_2(t) + h_{22}X_3(t) \\ n_3(t) &= h_{30}X_1(t) + h_{31}X_2(t) + h_{32}X_3(t) \end{aligned} \right\}. \quad (35)$$

или

$$\begin{bmatrix} n_1 \\ n_2 \\ n_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h_{10} & h_{11} & h_{12} \\ h_{20} & h_{21} & h_{22} \\ h_{30} & h_{31} & h_{32} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \cdot G_T; \quad \bar{n} = C_x^{укп} \bar{X} + D_x^{укп} G_T. \quad (36)$$

Из (36) следует, что

$$\bar{X} = (C_x^{укп})^{-1} \bar{n}, \quad (37)$$

тогда

$$\frac{d\bar{X}}{dt} = (C_x^{укп})^{-1} \dot{\bar{n}}. \quad (38)$$

Подставим (38) в (34)

$$(C_x^{укп})^{-1} \dot{\bar{n}} = A_x^{укп} (C_x^{укп})^{-1} \bar{n} + B_x^{укп} G_T;$$

$$\dot{\bar{n}} = \left((C_x^{укп})^{-1} \right)^{-1} A_x^{укп} (C_x^{укп})^{-1} \bar{n} + \left((C_x^{укп})^{-1} \right)^{-1} B_x^{укп} G_T;$$

$$\dot{\bar{n}} = C_x^{укп} A_x^{укп} (C_x^{укп})^{-1} \bar{n} + C_x^{укп} B_x^{укп} G_T. \quad (39)$$

Сопоставим (39) с (11) и получим формулы для определения элементов матриц А и В:

$$A = C_x^{укп} A_x^{укп} (C_x^{укп})^{-1}; \quad (40)$$

$$B = C_x^{укп} B_x^{укп}. \quad (41)$$

Для восстановления коэффициентов матриц С и D воспользуемся системой уравнений (17). Рассмотрим решение для одного параметра. Запишем это уравнения в виде передаточной функции.

$$W_i(s) = \frac{Y_i(s)}{G_T(s)} = \frac{r_{i3}s^3 + r_{i2}s^2 + r_{i1}s + r_{i0}}{s^3 + g_2s^2 + g_1s + g_0}, \quad (42)$$

где $r_{i3} = \frac{K_{Y_i} q_{Y_{i3}}}{a_3}$; $r_{i2} = \frac{K_{Y_i} q_{Y_{i2}}}{a_3}$; $r_{i1} = \frac{K_{Y_i} q_{Y_{i1}}}{a_3}$;

$$r_{i0} = \frac{K_{Y_i}}{a_3}.$$

Представим уравнение (42) в следующем виде

$$\frac{Y_i(s)}{r_{i3}s^3 + r_{i2}s^2 + r_{i1}s + r_{i0}} = \frac{G_T(s)}{s^3 + g_2s^2 + g_1s + g_0} = X(s),$$

где X(s) - абстрактная переменная.

Представим (17) в виде двух уравнений:

$$Y_i(t) = (r_{i3}s^3 + r_{i2}s^2 + r_{i1}s + r_{i0})X(t); \quad (43)$$

$$G_T(t) = (s^3 + g_2s^2 + g_1s + g_0)X(t). \quad (44)$$

Уравнение (44) – такое же, как и (29). Его решение имеет вид (34).

Запишем уравнение (43) с учетом (30) и (32) в следующем виде:

$$Y_i = r_{i0}X_1 + r_{i1}X_2 + r_{i2}X_3 + r_{i3}(-g_2X_3 - g_1X_2 - g_0X_1 + G_T);$$

$$Y_i = (r_{i0} - r_{i3}g_0)X_1 + (r_{i1} - r_{i3}g_1)X_2 + (r_{i2} - r_{i3}g_2)X_3 + r_{i3}G_T. \quad (45)$$

Для любого количества измеряемых параметров

$$\begin{bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \\ \vdots \\ Y_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{10} - r_{13}g_0 & r_{11} - r_{13}g_1 & r_{12} - r_{13}g_2 \\ r_{20} - r_{23}g_0 & r_{21} - r_{23}g_1 & r_{22} - r_{23}g_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ r_{i0} - r_{i3}g_0 & r_{i1} - r_{i3}g_1 & r_{i2} - r_{i3}g_2 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_{13} \\ r_{23} \\ \vdots \\ r_{i3} \end{bmatrix} G_T;$$

$$\bar{Y} = C_y^{укп} \bar{X} + D_y^{укп} G_T. \quad (46)$$

Подстановка (37) в (46) дает

$$\bar{Y}(t) = C_y^{укп} (C_x^{укп})^{-1} \bar{n}(t) + D_y^{укп} G_T. \quad (47)$$

Сопоставляя (47) с (14), можно получить формулы для определения элементов матриц С и D:

$$C = C_y^{укп} (C_x^{укп})^{-1}; \quad (48)$$

$$D = D_y^{укп}. \quad (49)$$

На рисунках 9-12 представлены результаты расчета коэффициентов по формулам (40), (41) и (48), (49).

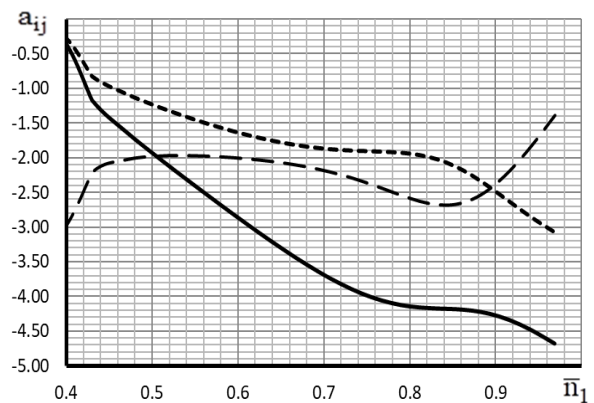


Рис. 9. Диагональные коэффициенты матрицы А:
— — — a₁₁; — — — a₂₂; — · — · — a₃₃

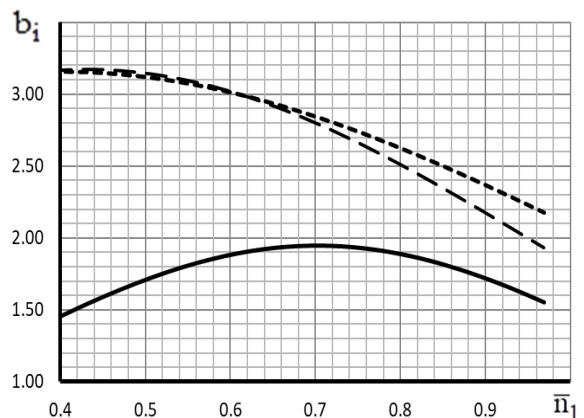


Рис. 10. Коэффициенты матрицы В:
— — — b₁; — — — b₂; — · — · — b₃

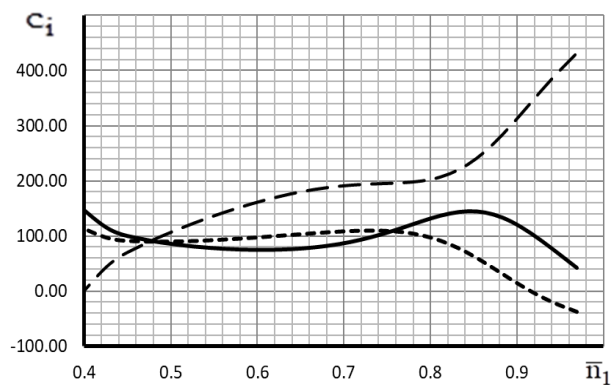


Рис. 11. Элементы матрицы C , соответствующие давлению за компрессором, после аппроксимации:

— c_1 ; - - - c_2 ; - · - c_3

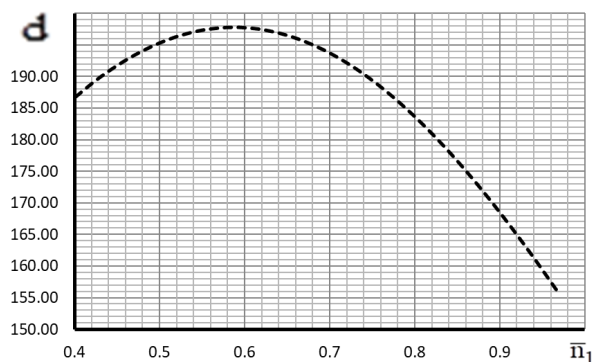


Рис. 12. Элементы матрицы D , соответствующие давлению за компрессором, после аппроксимации

Заключение

Таким образом, разработан метод формирования многорежимных динамических моделей газотурбинных двигателей, основанный на уточнении линеаризованной нелинейной динамической модели с помощью аппроксимации по режимам работы двигателя, позволивший увеличить адекватность используемых при проектировании САУ линейных динамических моделей.

Литература

1. Кваркернак, Х. *Линейные оптимальные системы управления* [Текст] / Х. Кваркернак, Р. Саван; пер. с англ. – М.: Мир, 1977. – 650 с.
2. *Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей* [Текст] / С. В. Епифанов, Б. И. Кузнецов и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.
3. Куликов Г. Г. *Метод определения динамических параметров в САПР-Д* [Текст] / Г. Г. Куликов, И. М. Горюнов, М. А. Романов // *Испытание авиационных двигателей: межвуз. научн. сб.* – Уфа: УАИ, 1986. – № 14. – С. 39-46

4. Черкасов, Б. А. *Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей* [Текст] / Б. А. Черкасов. – М.: Машиностроение. – 1974. – 376 с.

5. Волков, Д. И. *Сопряжение диапазонов задания параметров квазилинейной динамической модели ГТД при ее кусочно-линейном представлении* [Текст] / Д. И. Волков, С. В. Епифанов // *Вестник двигателестроения.* – 2005. – № 2. – С. 67-71.

6. Арнольд, В. И. *Обыкновенные дифференциальные уравнения* [Текст] / В. И. Арнольд. – М.: Наука. – 1975. – 240 с.

7. *Математические основы теории автоматического регулирования* [Текст]. В 2-х т.; под ред. Б. К. Чемаданова. – М.: Высшая школа, 1977.

8. Андреев, Ю. Н. *Управление конечномерными линейными объектами* [Текст] / Ю. Н. Андреев. – М.: Наука, 1976. 424 с.

References

1. Kvarternak, H., Savan, R. *Linejnye optimal'nye sistemy upravlenija* [Turbine Engines Control and Diagnosing Systems Synthesis]. Moscow, Mir Publ., 1977. 650 p.

2. Epifanov, S. V., Kuznecov, B. I. *Sintez sistem upravlenija i diagnostirovanija gazoturbinnyh dvigatelej* [Synthesis of the control and diagnostic systems of gas turbine engines]. Kiev, Tehnika Publ., 1998. 312 p.

3. Kulikov, G. G., Gorjunov, I. M., Romanov, M. A. *Metod opredelenija dinamicheskikh parametrov v SAPR-D* [Method to determine the dynamic parameters of SAPR-D]. *Ispytanie aviacionnyh dvigatelej: mezhvuz. nauchn. sb.*, Ufa, UAI, 1986, no. 14, pp. 39-46.

4. Cherkasov, B. A. *Avtomatika i regulirovanie vozdušno-reaktivnyh dvigatelej* [Automation and control of air-breathing engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974. 376 p.

5. Volkov, D. I., Epifanov, S. V. *Sopryazhenie diapazonov zadaniya parametrov kvazilinejnoj dinamicheskoj modeli GTD pri ee kusочно-linejnom predstavlenii* [Matching of ranges with parameters of quasilinear dynamic model of gas turbine engine in case of their piecewise representation]. *Zaporozh'e, Vestnik dvigatelestroenija*, 2005, no. 2, pp. 67-71.

6. Arnol'd, V. I. *Obyknoennye differencial'nye uravnenija* [Regular differential equations]. Moscow, Nauka Publ., 1975. 240 p.

7. Chemoanov, B. K. *Matematicheskie osnovy teorii avtomaticheskogo regulirovanija*. V 2-h tomah. [Mathematical fundamentals of automatic control]. Moscow, Vysshaja shkola Publ., 1977.

8. Andreev, Ju. N. *Upravlenie konechnomernymi linejnymi ob'ektami* [Control of finite size linear objects]. Moscow, Nauka Publ., 1976. 424 p.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. отделом Б. И. Кузнецов, НТЦ МТО НАНУ, Харьков.

ФОРМУВАННЯ БАГАТОРЕЖИМНОЇ ШВИДКОДІЮЧОЇ ДИНАМІЧНОЇ МОДЕЛІ ТРЬОХВАЛОВОГО ДВИГУНА З ВИКОРИСТАННЯМ АПРОКСИМАЦІЇ КОЕФІЦІЄНТІВ ЛДМ

Р. Л. Зеленський, С. В. Єпіфанов, Ф. Ф. Сиренко, С. М. Пасічник

Багаторежимна динамічна модель ГТД формується шляхом апроксимації залежності параметрів лінійної динамічної моделі (ЛДМ) в просторі станів від режиму та польотних умов. Параметри ЛДМ зазвичай визначають на підставі базової повузлової термогазодинамічної моделі робочого процесу двигуна за допомогою відомої процедури чисельного диференціювання. Внаслідок використаного уявлення характеристик вузлів, зазначені залежності мають значний розкид, що не відповідає фізичним уявленням про характер їх зміни. Запропоновано метод подолання цього недоліку, заснований на перетворенні моделі у просторі станів в передавальні функції, згладжування залежності коефіцієнтів передавальних функцій від режиму роботи двигуна, і зворотному перетворенні в простір станів. Вплив польотних умов враховується із застосуванням теорії подібності.

Ключеві слова: газотурбінний двигун, система автоматичного керування, термодинамічна математична модель, матриця у просторі станів, передавальні функції, теорія подібності

ALL-MODE FAST-RESPONSE MODEL OF THREE-SPOOL TURBINE ENGINE WITH APPROXIMATED COEFFICIENTS OF LINEAR DYNAMIC MODEL

R. Zelenskyi, S. Yepifanov, F. Sirenko, S. Pasichnyk

All-mode dynamic model of GTE is formed as an approximation of its parameters vs operational mode and flight conditions in a space state. The parameters of the model are evaluated by the usage of a component-level thermogasdynamic model of the working process according to the known method of numerical differentiation. The mentioned relations have extreme fluctuations that contradicts with the physic-based knowledge about their performances. This happens because of the component performance presentation. In this paper you find the method to overcome this issue. The proposed method is based on transformation of the model from the state space to the transfer function presentation followed by the flattening of the coefficients of transfer functions. Next the flattened coefficients are transformed back to the state space representation. The impact of the flight conditions is accounted by the equations of the similarity theory.

Keywords: gas turbine engine, automatic control system, thermogasdynamic mathematical model, matrix of state space, transfer function, similarity theory

Зеленський Роман Леонидович – канд. техн. наук, доцент кафедри конструкції авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАІ», Харьков, Україна, e-mail: aedlab@gmail.com.

Єпіфанов Сергей Валериевич – д-р техн. наук, професор, завідує кафедрою конструкції авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАІ», Харьков, Україна, e-mail: aedlab@gmail.com.

Сиренко Феликс Феликсович – канд. техн. наук, доцент кафедри конструкції авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАІ», Харьков, Україна, e-mail: aedlab@gmail.com.

Пасічник Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент кафедри систем управління летательних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАІ», Харьков, Україна, e-mail: snpasichnik@gmail.com.

Zelenskiy Roman – Candidate of Technical Science, Associated Professor of Aircraft Engine Design department, National aerospace university named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: aedlab@gmail.com.

Yepifanov Sergiy – Doctor of Technical Science, Professor, Head of Aircraft Engine Design department, National aerospace university named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: aedlab@gmail.com.

Sirenko Feliks – Candidate of Technical Science, Associated Professor of Aircraft Engine Design department, National aerospace university named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: aedlab@gmail.com.

Pasichnyk Sergii – Candidate of Technical Science, Associated Professor of Aerospace Control Systems department, National aerospace university named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkiv, Ukraine, e-mail: snpasichnik@gmail.com.